UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA "JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE ILHA SOLTEIRA

CAMILA MOMESSO

DESENVOLVIMENTO, INTEGRAÇÃO E AVALIAÇÃO EXPERIMENTAL DE UM SISTEMA ROBÓTICO HÍBRIDO AÉREO-TERRESTRE

Ilha Solteira - SP
2026

PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

CAMILA MOMESSO

DESENVOLVIMENTO, INTEGRAÇÃO E AVALIAÇÃO EXPERIMENTAL DE UM SISTEMA ROBÓTICO HÍBRIDO AÉREO-TERRESTRE

Dissertação apresentada à Universidade Estadual Paulista (UNESP),Faculdade de Engenharia, Ilha Solteira, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestra em Engenharia Mecânica.

Área de conhecimento: Ciências Mecânicas

Orientador: Prof. Dr. Amarildo Tabone Paschoalini

Ilha Solteira - SP

2026

FICHA CATALOGRÁFICA
Desenvolvido pelo Serviço Técnico de Biblioteca e Documentação

M732d

Momesso, Camila.
Desenvolvimento, integração e avaliação experimental de um sistema robótico híbrido aéreo-terrestre / Camila Momesso. -- Ilha Solteira: [s.n.], 2026
81 f. : il.

Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, Ilha Solteira. Área de conhecimento: Ciências Mecânicas, 2026

Orientador: Amarildo Tabone Paschoalini

Inclui bibliografia

1. Veículos não tripulados. 2. Robótica híbrida aéreo-terrestre. 3. Controle embarcado. 4. Consumo energético. 5. Análise vibratória.

Sandra Montibeller - CRB-8: SP-011589/0

IMPACTO POTENCIAL DESTA PESQUISA

O potencial impacto desta pesquisa está na disponibilização de uma arquitetura aberta e documentada para o desenvolvimento de plataformas robóticas híbridas aéreo-terrestres. A documentação dos componentes, diagramas elétricos, parâmetros de configuração e algoritmos embarcados, associada à utilização de componentes disponíveis comercialmente e de *firmware* e códigos abertos, favorece a reprodução e o aperfeiçoamento do sistema por outros pesquisadores. Utilizando uma arquitetura modular, o trabalho desenvolvido viabiliza a incorporação de sensores e a adaptação da plataforma a diferentes aplicações e contribui para a continuidade de pesquisas em robótica híbrida e para o desenvolvimento de aplicações que exijam a combinação dos modos de locomoção aéreo e terrestre.

POTENTIAL IMPACT OF THIS RESEARCH

The potential impact of this research lies in providing an open and documented architecture for the development of hybrid aerial-ground robotic platforms. Documentation of the components, electrical diagrams, configuration parameters, and embedded algorithms, combined with the use of commercially available components and open-source *firmware* and code, facilitates system replication and improvement by other researchers. Through its modular architecture, the developed system enables sensor integration and adaptation of the platform to different applications, contributing to continued research in hybrid robotics and the development of applications that require a combination of aerial and ground locomotion.

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA

Câmpus de Ilha Solteira

CERTIFICADO DE APROVAÇÃO

TÍTULO DA DISSERTAÇÃO: Integração e Controle de um Sistema Robótico Híbrido Aéreo-Terrestre: Análise Dinâmica e Desenvolvimento

AUTORA: CAMILA MOMESSO
ORIENTADOR: AMARILDO TABONE PASCHOALINI

Aprovada como parte das exigências para obtenção do Título de Mestra em Engenharia Mecânica, área: Ciências Mecânicas pela Comissão Examinadora:

Prof. Dr. AMARILDO TABONE PASCHOALINI (Participaçao Presencial)
Departamento de Engenharia Mecânica / UNESP / Câmpus de Ilha Solteira - FEIS

Prof. Dr. DOUGLAS DOMINGUES BUENO (Participaçao Presencial)
Departamento de Engenharia Mecânica / UNESP / Câmpus de Ilha Solteira - FEIS

Profa. Dra. MAÍRA MARTINS DA SILVA (Participaçao Virtual)
Departamento de Engenharia Mecânica / Universidade de São Paulo

Ilha Solteira, 24 de agosto de 2026.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiro aos meus familiares e amigos, pelo apoio, compreensão e incentivo ao longo desta trajetória. Também ao meu orientador, pela orientação, conhecimentos compartilhados e apoio durante o desenvolvimento deste trabalho e aos professores, técnicos e colegas do Departamento de Engenharia Mecânica pelas contribuições para minha formação acadêmica.

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – Brasil (CAPES) – Código de Financiamento 001.

“Be curious, not judgemental”

(Ted Lasso).

RESUMO

A crescente utilização de veículos aéreos e terrestres não tripulados impulsiona a pesquisa e aprimoramento dessas plataformas visando obter um sistema robótico mais eficiente. Nesse contexto, plataformas robóticas de locomoção híbrida aéreo-terrestre surgem como uma solução que combina a alta mobilidade de veículos aéreos não tripulados (VANTs) com a estabilidade e baixo consumo energético de veículos terrestres não tripulados (VTNTs). Este trabalho desenvolveu e avaliou experimentalmente uma plataforma robótica híbrida com arquitetura aberta e modular, voltada à execução de tarefas em ambientes de terreno irregular e difícil transposição. O desenvolvimento do protótipo compreendeu os projetos mecânico e elétrico, a integração dos sistemas de alimentação e comunicação e a implementação dos algoritmos de controle. Complementarmente, propôs-se o ajuste de filtros digitais a partir da caracterização vibratória do conjunto por meio de ensaios preliminares de voo pairado em ambiente interno. Essa medida foi adotada para melhorar o desempenho de manutenção da altitude em voo da plataforma construída, devido à influência do aumento de massa na atuação do multirrotor. O ajuste de filtros apresentou uma redução de aproximadamente 73,4% no desvio médio absoluto entre a altitude de referência e a medida de um VANT com uma carga de 0,887 kg acoplada, representando o sistema de propulsão terrestre. Posteriormente, com o protótipo completo, foram realizados ensaios em um percurso retilíneo de 20 metros, comparando-se o consumo energético nos modos terrestre e aéreo com o consumo de um veículo aéreo equipado com o mesmo sistema propulsor. Nas condições avaliadas, o consumo aéreo do VANT foi aproximadamente 6,29 vezes maior que o consumo terrestre do veículo híbrido, o que evidencia o benefício energético da locomoção terrestre e o potencial de aplicação das plataformas híbridas. Foram utilizados componentes de fácil aquisição e arquitetura de *software* e *hardware* aberta, como a controladora de voo Pixhawk 6C e o microcontrolador ESP32, visando favorecer a reprodução e pesquisa do sistema por outros pesquisadores.

Palavras-chave: robótica híbrida; veículos não tripulados; controle embarcado; análise vibratória; Pixhawk; consumo energético.

ABSTRACT

The increasing use of unmanned aerial and ground vehicles drives research into and improvements to these platforms to develop more efficient robotic systems. In this context, hybrid aerial-ground robotic platforms offer a solution that combines the high mobility of unmanned aerial vehicles (UAVs) with the stability and low energy consumption of unmanned ground vehicles (UGVs). This work developed and experimentally evaluated a hybrid robotic platform with an open and modular architecture, intended for tasks in environments with uneven terrain that is difficult to traverse. Prototype development encompassed mechanical and electrical design, the integration of power supply and communication systems, and the implementation of control algorithms. Additionally, digital filter tuning was proposed based on vibration characterization of the system through preliminary indoor hover tests. This approach was adopted to enable flight of the developed platform, given the influence of increased mass on multirotor performance. Filter tuning resulted in an approximately 73.4% reduction in the mean absolute deviation between the reference and measured altitudes of a UAV carrying an additional 0.887 kg load representing the ground propulsion system. Subsequently, tests were conducted with the complete prototype along a straight 20-meter path, comparing its energy consumption in ground and aerial modes with that of an aerial vehicle equipped with the same propulsion system. Under the evaluated conditions, the UAV consumed approximately 6.29 times as much energy in flight as the hybrid platform did during ground locomotion, highlighting the energy benefits of ground locomotion and the application potential of hybrid platforms. Readily available components with open architectures, such as the Pixhawk 6C flight controller and the ESP32 microcontroller, were used to help other researchers reproduce and further investigate the system.

Keywords: hybrid robotics; unmanned vehicles; embedded control; vibration analysis; Pixhawk; energy consumption.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Exemplo de VANTs de asa rotativa e fixa. 22
Figura 2 – Drone Nauru 500C. 22
Figura 3 – Eixos principais de VANTs. 24
Figura 4 – Exemplos de Estações de Controle de Solo. 25
Figura 5 – Veículos terrestres não tripulados. 28
Figura 6 – Controladoras de voo avaliadas. 35
Figura 7 – *Frame* S500 V2. 36
Figura 8 – Sensores externos. 37
Figura 9 – Método de direção diferencial. 39
Figura 10 – *Driver* L298N. 40
Figura 11 – Módulos de potência. 41
Figura 12 – PDB do subsistema de propulsão terrestre. 42
Figura 13 – Arquitetura de comunicação. 43
Figura 14 – Fluxograma da lógica implementada na controladora de voo. 47
Figura 15 – Protótipo experimental com massa adicionada. 51
Figura 16 – Velocidade angular na condição sem carga adicional. 53
Figura 17 – Velocidade angular na condição com carga adicional. 54
Figura 18 – Altitude de referência e altitude medida durante os ensaios antes do ajuste dos filtros *notch*. 55
Figura 19 – Espectros obtidos na condição sem carga adicional antes dos ajustes do filtro *notch*. 57
Figura 20 – Espectros obtidos na condição com carga adicional antes dos ajustes do filtro *notch*. 57
Figura 21 – Espectro do sinal obtido no voo sem carga adicional após aplicação do filtro *notch* e reajuste do passa-baixa. 59
Figura 22 – Espectro do sinal obtido no voo com carga adicional após aplicação do filtro *notch* e reajuste do passa-baixa. 60
Figura 23 – Resposta temporal da altitude durante os ensaios 61
Figura 24 – Vistas do suporte para acomodação da bateria. 64
Figura 25 – Design do chassi. 65
Figura 26 – Estrutura de acoplamento entre os subsistemas 66
Figura 27 – Plataforma robótica de locomoção híbrida. 67

Figura 28 – Espectro pré-filtro para identificação dos picos dominantes no protótipo híbrido. 67
Figura 29 – Comparação do consumo energético e tempo de operação. 69

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Modos de voo. 26
Quadro 2 – Comparação entre plataformas robóticas híbridas aéreo-terrestres.....30
Quadro 3 – Matriz de decisão utilizada para seleção da controladora de voo. 35
Quadro 4 – Parâmetros configurados para comunicação serial entre a Pixhawk e o ESP32. 43
Quadro 5 – Correspondência entre os sinais dos canais do rádio controle e os comandos de acionamento dos motores terrestres.....48
Quadro 6 – Parâmetros de aquisição dos sinais da IMU. 52
Quadro 7 – Configurações dos parâmetros de filtragem (continua). 58

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CC-CC	Corrente contínua - corrente contínua
CoSTAR	Collaborative SubTerranean Autonomous Resilient Robots
CR	Close Range
ECS	Estação de Controle em Solo
ESC	Electronic Speed Controller
eVTOL	Electric Vertical Take-Off and Landing
FFT	Fast Fourier Transform
GCS	Ground Control Station
GLONASS	Globalnaya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema
GND	Ground
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPIO	General-Purpose Input/Output
GPS	Global Positioning System
HALE	High Altitude Long Endurance
I²C	Inter-Integrated Circuit
IMU	Inertial Measurement Unit
JPL	Jet Propulsion Laboratory
LED	Light-Emitting Diode
LiDAR	Light Detection and Ranging
LiPo	Lithium Polymer
MALE	Medium Altitude Long Endurance
MR	Medium Range
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NMPC	Nonlinear Model Predictive Control
NUC	Next Unit of Computing
PDB	Power Distribution Board
PID	Proporcional - Integral - Derivativo
PWM	Pulse-Width Modulation
RAM	Random Access Memory
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
ROS	Robot Operating System

RX	Receive
SR	Short Range
TFD	Transformada de Fourier Discreta
ToF	Time of Flight
TX	Transmit
UART	Universal Asynchronous Receiver-Transmitter
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UGV	Unmanned Ground Vehicle
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VCR	Very Close Range
VTNT	Veículo Terrestre Não Tripulado
VTOL	Vertical Take-Off and Landing

LISTA DE SÍMBOLOS

K_V	Constante de velocidade do motor
S	Número de células conectadas em série
ω	Velocidade angular
RPM	Velocidade de rotação expressa em rotações por minuto
π	Constante matemática pi
v	Velocidade linear
r	Raio da roda
$X[k]$	Representação da sequência no domínio da frequência
k	Índice discreto no domínio da frequência
n	Índice discreto no domínio do tempo
N	Número total de amostras
$x[k]$	Sequência amostrada no domínio do tempo

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO 16
1.1 CONTEXTO 16
1.2 OBJETIVO GERAL 17
1.3 OBJETIVOS ESPECÍFICOS 18
2 CONCEITOS FUNDAMENTAIS 20
2.1 VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS 20
2.1.1 Componentes básicos de um VANT 22
2.1.2 Tipos de movimentos 23
2.1.3 Estação de Controle em Solo 24
2.1.4 Pilotos automáticos 25
2.2 VEÍCULOS TERRESTRES NÃO TRIPULADOS 26
3 TRABALHOS RELACIONADOS 29
3.1 CONTEXTO 29
3.2 CONTROLE, ESTABILIDADE E TRANSIÇÃO DE MODOS 31
3.3 LIMITAÇÕES 32
4 MATERIAIS E MÉTODOS 34
4.1 SISTEMA DE COMANDO CENTRAL 34
4.2 SUBSISTEMA DE PROPULSÃO E SENSORIAMENTO PARA LOCOMOÇÃO AÉREA 36
4.3 SUBSISTEMA DE PROPULSÃO PARA DESLOCAMENTO TERRESTRE 38
4.4 SUBSISTEMA DE DISTRIBUIÇÃO DE ENERGIA 40
4.5 ARQUITETURA DE COMUNICAÇÃO E INTEGRAÇÃO DO SISTEMA 43
5 IMPLEMENTAÇÃO DOS ALGORITMOS DE CONTROLE 45
5.1 COMUNICAÇÃO ENTRE A PIXHAWK E O ESP32 45
5.2 LÓGICA DA SELEÇÃO DOS MODOS DE OPERAÇÃO E IMPLEMENTAÇÃO NA CONTROLADORA DE VOO 45
5.3 IMPLEMENTAÇÃO DO ALGORITMO NO ESP32 47
6 ENSAIOS PRELIMINARES DO SUBSISTEMA AÉREO 49
6.1 ENSAIO SEM E COM CARGA 49
6.2 PROCESSO DE AQUISIÇÃO DOS SINAIS DE VIBRAÇÃO 52
6.3 ANÁLISE ESPECTRAL 55

6.4 AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DOS FILTROS PELA RESPOSTA EM ALTITUDE 60
6.5 RESULTADOS OBTIDOS 62
7 DESENVOLVIMENTO DO PROTÓTIPO HÍBRIDO E AQUISIÇÃO DE DADOS 63
7.1 DESENVOLVIMENTO DO PROTÓTIPO HÍBRIDO 63
7.2 AQUISIÇÃO DE DADOS PARA ANÁLISE DO CONSUMO ENERGÉTICO 67
7.3 ANÁLISE SOBRE OS ENSAIOS 70
8 CONSIDERAÇÕES FINAIS 72
8.1 AVALIAÇÃO GERAL 72
8.2 CONTRIBUIÇÕES ALCANÇADAS 73
8.3 TRABALHOS FUTUROS 73
REFERÊNCIAS 75
ANEXO A – FICHA TÉCNICA DO CONJUNTO PROPULSIVO AIR2216II KV920 81

1 INTRODUÇÃO

A presente dissertação de mestrado propõe o desenvolvimento e análise de uma plataforma robótica que integre os modos de operação aéreo e terrestre em um mesmo sistema. Essa plataforma, denominada robô híbrido, combina a autonomia energética dos Veículos Terrestres Não Tripulados (VTNTs) com a mobilidade dos Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), cuja aplicação tem como objetivo oferecer maior segurança, flexibilidade e eficiência no acesso a ambientes com terrenos irregulares e de difícil transposição.

1.1 CONTEXTO

As inspeções manuais e visuais realizadas por operadores humanos vêm sendo progressivamente substituídas por métodos mais precisos e seguros, baseados em sistemas mecânicos, eletrônicos e robóticos. Nesse contexto, veículos não tripulados, como VANTs e os VTNTs, têm se destacado como ferramentas eficazes para inspeção de ambientes de difícil acesso ou que apresentem riscos à integridade física dos trabalhadores (Dinelli et al., 2023).

Contudo, embora os VANTs ofereçam agilidade, mobilidade e capacidade de transpor obstáculos com facilidade, enfrentam restrições relacionadas ao consumo energético elevado, baixa autonomia de voo e capacidade limitada de carga útil (Willmon, 2021). Por outro lado, os VTNTs são capazes de transportar cargas maiores e operar por períodos prolongados com maior estabilidade, mas possuem desempenho limitado em terrenos irregulares.

Ao possibilitar o deslocamento tanto por rodagem quanto por voo vertical, optando pelo modo terrestre como primário e o uso do voo apenas quando necessário, a robótica híbrida objetiva otimizar a mobilidade e a eficiência energética durante a locomoção do veículo.

Universidades e centros de pesquisa têm investido no desenvolvimento de veículos híbridos aéreo-terrestres, que apresentam grande diversidade mecânica, incluindo estruturas reconfiguráveis capazes de alterar sua geometria entre os modos de locomoção (Meiri e Zarrouk, 2019; Sihite et al., 2023), configurações com esteiras do tipo tanque (Dinelli et al., 2023) e sistemas que empregam rodas passivas para alternar entre rolamento e voo (Fan et al., 2019).

As plataformas experimentais desenvolvidas apresentaram uma ampla variedade de aplicações, com ênfase em ambientes inóspitos e de difícil acesso às pessoas. Dinelli et al. (2023) apresentam, em sua revisão, minas e aberturas subterrâneas como ambientes de aplicação; já Latscha et al. (2014) investigam a aplicação dessa tecnologia em operações de busca e salvamento em cenários urbanos afetados por escombros, enquanto instituições como o *Jet Propulsion Laboratory* (JPL), vinculado à NASA, financiaram pesquisas com potencial de aplicação na exploração espacial (Sihite et al., 2023).

Embora existam propostas híbridas na literatura, a maioria das abordagens utilizam arquiteturas fechadas e controladores proprietários, dificultando o acesso ao código e a modificação dos sistemas. Com base nessas considerações, esta pesquisa foi realizada utilizando componentes de *hardware* e *software* abertos, sendo possível não apenas a reprodução e personalização do sistema, mas também um estudo sobre algoritmos de controle e navegação por meio de análises experimentais.

Além disso, o aumento da massa relacionado ao modo de propulsão terrestre é citado na literatura como uma das principais limitações das plataformas híbridas ao prejudicar o voo da estrutura, embora seus efeitos sobre o desempenho aéreo sejam pouco explorados.

Assim, o trabalho desenvolvido avalia experimentalmente a resposta da plataforma a esse acréscimo de massa por meio de um estudo sobre o comportamento vibracional do sistema, com base na hipótese de que esse fator aumenta a demanda propulsiva necessária ao voo, o que intensifica as vibrações transmitidas à estrutura e introduz ruído nas medições da unidade de medição inercial, consequentemente, prejudicando a estimação dos estados de voo.

Por fim, após o desenvolvimento e a integração da plataforma híbrida aéreo-terrestre, avaliou-se experimentalmente seu consumo energético. Os resultados foram comparados aos de um VANT equipado com os mesmos sistemas de propulsão aérea e de alimentação percorrendo a mesma distância.

1.2 OBJETIVO GERAL

Desenvolver e analisar uma plataforma robótica híbrida aéreo-terrestre, com controle integrado dos modos de locomoção e arquitetura aberta e modular, permitindo sua reprodução e adaptação a diferentes aplicações de robótica móvel,

especialmente inspeções, por meio da incorporação de sensores e módulos específicos.

O estudo concentra-se em avaliar os efeitos do aumento de massa decorrente da incorporação do subsistema terrestre sobre o regime de operação, o comportamento vibratório e a resposta do multirrotor; desenvolver algoritmos de código aberto destinados à integração, seleção e acionamento dos modos de locomoção da plataforma e quantificar experimentalmente o consumo energético do protótipo desenvolvido.

1.3 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

a) Selecionar e dimensionar os componentes dos subsistemas de locomoção aérea, locomoção terrestre e fornecimento de energia;

b) Definir uma arquitetura de controle e comunicação baseada na controladora de voo Pixhawk 6C e no microcontrolador ESP32;

c) Implementar a comunicação serial e os algoritmos embarcados responsáveis pela seleção dos modos de operação e pelo envio dos comandos ao subsistema terrestre;

d) Avaliar o comportamento do subsistema aéreo em voo pairado nas condições sem carga e com massa adicional equivalente à estimativa do subsistema terrestre, verificando a viabilidade de operação do multirrotor com a incorporação desse segundo sistema de locomoção;

e) Identificar as componentes vibratórias predominantes nos sinais dos giroscópios e configurar filtros digitais para sua atenuação;

f) Viabilizar o acoplamento do subsistema terrestre à plataforma aérea por meio do projeto mecânico e da modelagem de uma estrutura de suporte e fixação;

g) Quantificar o consumo energético do protótipo desenvolvido nos modos de locomoção terrestre e aéreo e discutir o potencial de aplicação da tecnologia híbrida com base nos resultados experimentais.

2 CONCEITOS FUNDAMENTAIS

Este capítulo apresenta os conceitos fundamentais necessários para a compreensão das tecnologias empregadas no desenvolvimento do protótipo proposto. São abordados, especificamente, os princípios de funcionamento dos Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) e dos Veículos Terrestres Não Tripulados (VTNTs).

2.1 VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS

De acordo com a definição estabelecida pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC, 2012), Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) são aeronaves projetadas para operar sem piloto a bordo, não sendo utilizadas para fins meramente recreativos. Essa categoria inclui aviões, helicópteros e dirigíveis com controle ativo nos três eixos, excluindo-se os balões tradicionais e os aeromodelos utilizados como hobby (ANAC, 2012).

Além do nome VANT, o termo *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), mais difundido internacionalmente, pode ser entendido, de acordo com Van Blyenburgh (1999), como veículos aéreos motorizados reutilizáveis e inabitados, que podem ser controlados remotamente, semiautônomos, autônomos ou a combinação dos dois. De acordo com o autor, esses veículos são classificados com base no alcance, altitude de voo, métodos de lançamento e categorias de missão.

A classificação proposta por Van Blyenburgh (1999) referente aos VANTs fornece uma estrutura organizacional que contribui para a compreensão das capacidades operacionais de diferentes plataformas, assim como suas possíveis aplicações em cenários específicos. Os veículos micro e mini, classificados como *Very Close Range* (VCR) e *Close Range* (CR), respectivamente, possuem alcance de até 10 km e altitudes inferiores a 350 metros e apresentam foco em operações de menor escala, como inspeções em ambientes confinados. Já as plataformas de curto e médio alcance, denominadas *Short Range* (SR) e *Medium Range* (MR), são mais pesadas e voam em grandes altitudes (entre 3.000 e 8.000 metros), operando entre 10 e 200 km; estas são mais utilizadas em apoio tático e vigilância. Os VANTs utilizados na área militar, classificados como *Medium Altitude Long Endurance* (MALE) e *High Altitude Long Endurance* (HALE), devido ao peso que carregam dos equipamentos e à

necessidade de atingir grande alcance e alturas elevadas, tendem a ser mais robustos.

Com objetivo de atualizar as especificações relacionadas aos VANTs, devido aos avanços tecnológicos desses veículos, foi proposta por Korchenko e Illyash (2013) uma classificação geral com base em 16 características fundamentais. É importante para entendimento desse trabalho destacar dentre estas duas configurações: o tipo de asa e direção de decolagem e pouso.

Ambas as classificações são estabelecidas pela legislação brasileira no Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 01, publicado pela ANAC. De acordo com o regulamento, as aeronaves podem ser categorizadas como de asa fixa – quando sustentadas por superfícies aerodinâmicas não rotativas, exigindo deslocamento horizontal e velocidade mínima para gerar sustentação – ou de asa rotativa, quando a sustentação é gerada por meio de rotores acionados por motor (ANAC, 2023). Segundo o mesmo documento, os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) que realizam decolagem e pouso vertical, como é o caso dos multirrotores, são classificados como aeronaves de sustentação por potência, ou *powered-lift*, cuja sustentação e manobrabilidade são garantidas principalmente pelo empuxo dos motores, mesmo em baixas velocidades. Dentro dessa categoria, encontram-se também os veículos com capacidade de decolagem e pouso vertical (*VTOL – Vertical Take-Off and Landing*), incluindo híbridos que combinam asas fixas com rotores para possibilitar a transição entre voo vertical e horizontal.

A crescente demanda e a popularização dos VANTs produziram impactos em diferentes setores, como agricultura de precisão, monitoramento e inspeção, busca e resgate, combate a incêndios, controle de trajetória, auxílio à navegação e transporte de pacotes (Arantes, 2019). Como resultado desse efeito, é possível observar um enfoque das empresas brasileiras em produzir e desenvolver seus próprios drones. Na Figura 1a, pode ser observado um exemplo de VANT de asa rotativa, desenvolvido pela empresa XMobots para pulverização agrícola (XMobots, 2024), e na Figura 1b, um exemplo de asa fixa projetado pela G drone cuja finalidade é realizar um mapeamento aéreo (G-Drones, [s.d.]).

Figura 1 – Exemplo de VANTs de asa rotativa e fixa.



(a) Multirrotor para pulverização; (b) Asa fixa para mapeamento.

Fonte: XMobots (2024) e G-Drones (2024).

É importante destacar nesse cenário a tendência das empresas nacionais no investimento em tecnologias com sistema de locomoção que apresenta a combinação dos dois regimes de voo distintos, alternando entre a propulsão vertical por rotores e voo horizontal sustentado por asa fixa. Esse sistema é denominado eVTOL *(electric vertical take-off and landing)* e a combinação de modos permite que ele opere em locais inacessíveis a drones de asa fixa com maior autonomia que drones de asa rotativa (Redação Defesa em Foco, 2022). Apresenta-se como exemplo dessa tecnologia o Nauru 500C, ilustrado pela Figura 2, desenvolvido pela empresa nacional XMobots e incorporado à Marinha do Brasil em missões de busca e salvamento (MundoGEO, 2024).

Figura 2 – Drone Nauru 500C.



Fonte: (MundoGEO, 2024).

2.1.1 Componentes básicos de um VANT

Os VANTs multirrotores são constituídos por uma estrutura física, denominada *frame*, sobre a qual são instalados os componentes dos subsistemas de propulsão,

fornecimento e distribuição de energia, sensoriamento, comunicação e controle de voo, que podem ser descritos na forma:

a) Propulsão: constituído por motores elétricos sem escova (*brushless*), hélices e controladores eletrônicos de velocidade (*Electronic Speed Controllers – ESCs*), no qual o conjunto motor-hélice converte energia elétrica em empuxo e os ESCs regulam a potência fornecida aos motores;

b) Fornecimento e distribuição de energia: os elementos que compõem esse subsistema são a bateria e elementos selecionados para distribuição e adequação dos níveis de tensão, como placa de distribuição de energia (*Power Distribution Board* – PDB), módulo de potência e reguladores de tensão;

c) Comunicação: responsável pela transmissão de comandos e informações entre a aeronave, o operador e a Estação de Controle em Solo. Elementos que podem compor esse subsistema são receptores de rádio controle e módulos de telemetria;

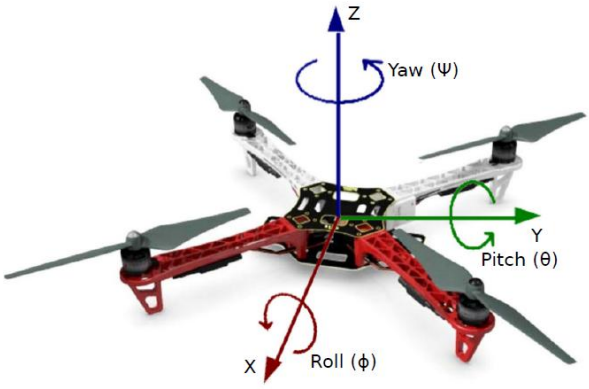
d) Sensoriamento: realiza a aquisição das variáveis utilizadas para estimação do estado da aeronave, podem ser citados acelerômetros, giroscópios, barômetros e magnetômetros;

e) Controle de voo: formado pela controladora e o *firmware* nela executado, sendo empregado no processamento dos dados dos sensores e geração dos comandos aos atuadores.

2.1.2 Tipos de movimentos

Na Figura 3, são destacados os principais eixos e tipos de rotação de um VANT de asa rotativa. A aeronave pode ser subdividida em três eixos principais: Longitudinal, Lateral e Vertical. Em torno desses eixos ocorrem os movimentos de rotação denominados *roll* (rolagem), *pitch* (arfagem) e *yaw* (guinada).

Figura 3 – Eixos principais de VANTs.



Fonte: Adaptado de Arantes (2019).

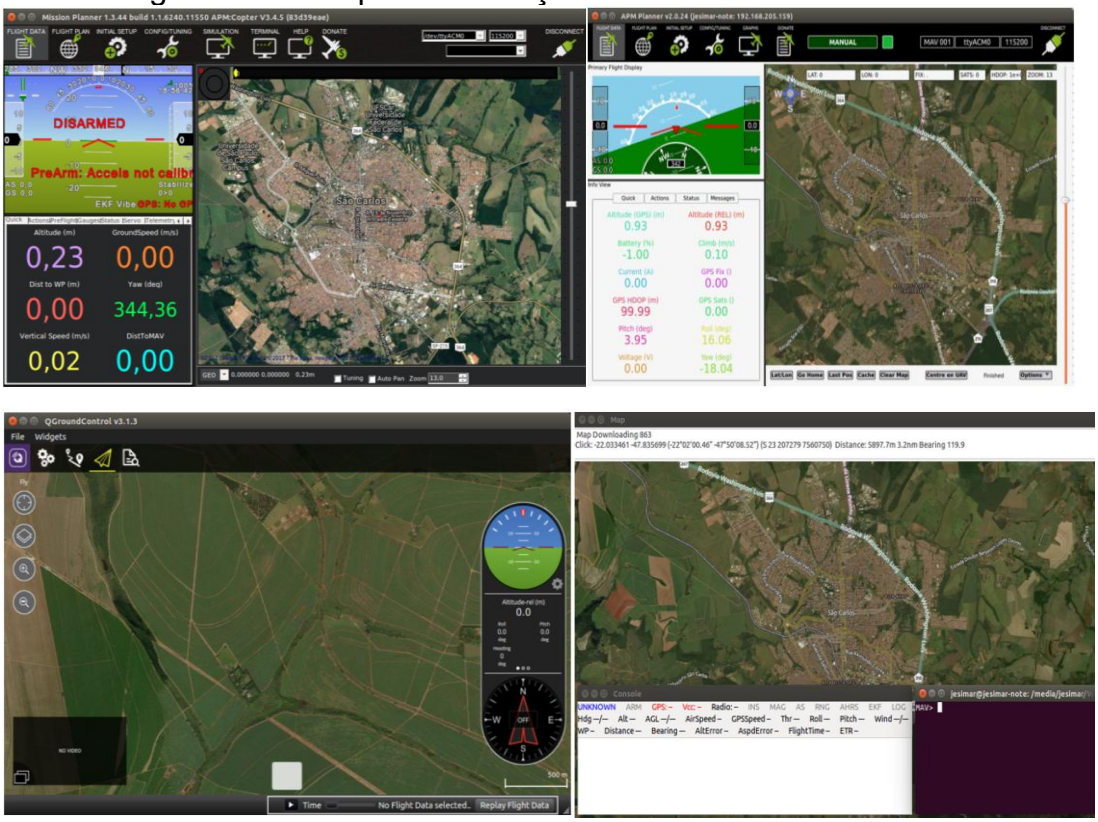
2.1.3 Estação de Controle em Solo

Uma Estação de Controle em Solo (ECS, em inglês, *Ground Control Station – GCS*) é um aplicativo de *software* executado em um computador, celular ou transmissor em solo, que se comunica com um veículo não tripulado por meio de telemetria *wireless* ou cabo USB (ArduPilot, [s.d.]c).

Utilizando a interface desse *software* é possível planejar, editar, salvar, carregar e acompanhar a missão do veículo em tempo real. Além disso, é responsável por carregar o *firmware* do piloto automático, visualizar os *logs*, atualizar parâmetros, realizar a calibração e, caso haja câmeras integradas à plataforma, monitorar transmissões de vídeo ao vivo. As estações mais utilizadas estão ilustradas pela Figura 4.

Optou-se pela utilização do Mission Planner na elaboração desse trabalho devido à diversidade de ferramentas de configuração e diagnóstico integradas a este *software*, em especial a presença de parâmetros mais avançados na análise de *logs*. Além disso, como a intenção do projeto é modificar o código-fonte do ArduPilot para implementar funções específicas de um robô híbrido, esta ECS é mais indicada devido ao nível de controle e personalização oferecidos.

Figura 4 – Exemplos de Estações de Controle de Solo.



(a) Mission Planner; (b) APM Planner 2.0; (c) QGroundControl; (d) MAVProxy.

Fonte: Elaborado pela autora.

2.1.4 Pilotos automáticos

De acordo com Beard e McLain (2012), um piloto automático consiste em um sistema que controla o voo de uma aeronave sem a atuação contínua do piloto, e pode variar quanto ao grau de autonomia do veículo, desde a estabilização em um único eixo até sistemas completos de controle de atitude e posição. Segundo a ANAC, o piloto automático corresponde ao sistema capaz de comandar automaticamente uma aeronave até estabilizá-la em uma condição de voo previamente selecionada pelo computador, pelo piloto ou por controle remoto (ANAC, [s.d.]). Assim, este termo será utilizado nesta dissertação para designar o sistema formado pela integração entre a controladora de voo e o *firmware* nela executado.

O controle de um VANT depende do modo de voo selecionado, que estabelece o nível de automação definido para operação da aeronave. Cada modo determina quais grandezas são reguladas automaticamente pelo piloto automático e quais permanecem sob comando direto do operador. O Quadro 1 apresenta os principais

modos de voo suportados pelos pilotos automáticos modernos, sendo utilizados neste trabalho os modos Stabilize e AltHold.

Quadro 1 – Modos de voo.

Modo	**Controle do Piloto**	**Descrição**
Stabilize	Manual (ângulo e *throttle*)	O piloto controla diretamente os ângulos de *pitch*, *roll* e *yaw*. A altitude é controlada manualmente pelo *throttle*. Ideal para testes e voos manuais.
AltHold	Manual (ângulo) e altitude automática	Mantém automaticamente a altitude quando o *throttle* está no centro. O piloto ainda controla os ângulos (*pitch, roll, yaw*). Útil para voos estáveis sem lidar com a altitude.
Loiter	Posição e altitude automáticas	Usa GPS, acelerômetro e barômetro para manter a posição e altitude. Muito estável. O piloto pode movimentar o drone, e ele "freia" automaticamente ao soltar os *sticks*. Ideal para iniciantes ou fotos.
Auto	Autônomo	Executa automaticamente uma missão previamente carregada com waypoints e comandos. Nenhum controle manual é necessário durante o voo.
Acro	Manual (velocidade angular e *throttle*)	Controle direto da taxa de rotação (rate). Sem estabilização de ângulo ou altitude. Usado para acrobacias e pilotos experientes.

Fonte: Adaptado de ArduPilot ([s.d.]b).

2.2 VEÍCULOS TERRESTRES NÃO TRIPULADOS

Define-se Veículo Terrestre Não Tripulado (VTNT — *Unmanned Ground Vehicle* — UGV) como uma plataforma robótica terrestre projetada para operar sem a presença humana a bordo, sendo esses sistemas remotamente operados ou autônomos e apresentando diferentes níveis de automação (Murtaza et al., 2014; Beygifard, 2020).

Dependendo do tipo de tarefa, grau de autonomia desejado e ambiente operacional, os componentes que integram um VTNT variam, contudo, podem ser citados elementos básicos que pertencem a essas plataformas, sendo estes: um microcontrolador embarcado, motores de tração, uma fonte de alimentação com reguladores de tensão, controladores de motor (*motor drivers*) e um sistema de comunicação com a estação base.

A classificação utilizada para dividir os VTNTs baseia-se nos mecanismos de locomoção dessas plataformas, sendo esses baseados em rodas, esteiras ou configurações que combinam mais de uma dessas soluções. Essas abordagens variam em complexidade mecânica, capacidade de transpor obstáculos e consumo energético do sistema.

Devido à simplicidade construtiva e elevada eficiência energética, a configuração de sistemas com rodas é frequentemente empregada em ambientes agrícolas, industriais e urbanos. No setor agrícola, destaca-se a atuação dessa plataforma voltada à Agricultura 4.0, onde os VTNTs realizam tarefas como pulverização de plantações e análise de terrenos (Beygifard, 2020), são amplamente utilizados em operações de resgate (Manero Álvarez, 2024), e também existem exemplos de aplicação dessa tecnologia em exploração planetária, como o Perseverance (Figura 5a), desenvolvido pela NASA para a exploração da superfície de Marte que, por meio de suspensões articuladas, apresenta capacidade de deslocamento em terrenos acidentados e irregulares.

Os mecanismos baseados em esteiras apresentam maior superfície de contato com o solo quando comparados aos sistemas com rodas, característica que favorece o deslocamento sobre terrenos macios, deformáveis ou irregulares. Contudo, segundo Bruzzone, Nodehi e Fanghella (2022), geralmente esses veículos apresentam menor velocidade e eficiência energética do que os com rodas. Um exemplo dessa configuração é o PackBot (Figura 5b), utilizado em operações de inspeção e reconhecimento em ambientes de elevado risco, como a inspeção dos reatores da usina nuclear de Fukushima (Arahata, 2016), após grave acidente sísmico e o tsunami.

Entre os sistemas com pernas, destacam-se os robôs quadrúpedes, que apresentam uma maior mobilidade entre os mecanismos listados. Como exemplo dessa categoria pode ser citado o ANYmal (Figura 5c), robô utilizado no setor industrial brasileiro pela Petrobras para executar trajetos programados, contornar

obstáculos, subir escadas e coletar informações de instrumentos instalados na planta industrial (Petrobras, 2022).

Figura 5 – Veículos terrestres não tripulados.



(a) Perseverance;



(b) PackBot;



(c) ANYmal.

Fonte: (a) NASA/JPL-Caltech ([s.d.]); (b) Teledyne FLIR Defense ([s.d.]); (c) Agência Petrobras (2022).

3 TRABALHOS RELACIONADOS

Este Capítulo apresenta trabalhos relacionados ao desenvolvimento de plataformas robóticas híbridas aéreo-terrestres, destacando suas configurações mecânicas, aplicações e estratégias de integração e controle. Também são analisadas as limitações dessas pesquisas e, por fim, apresenta-se o enfoque adotado nesta pesquisa.

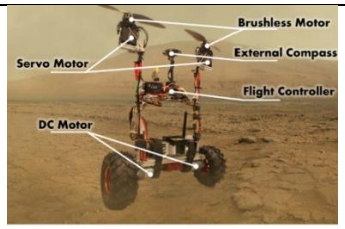
3.1 CONTEXTO

Diversos centros de pesquisas e universidades têm demonstrado crescente interesse no desenvolvimento de sistemas robóticos que integram tecnologias de VANTs e VTNTs. Alguns dos projetos mais relevantes nessa linha de pesquisa estão apresentados no Quadro 2 (Cao et al., 2023; Kalantari et al., 2020; Latscha et al., 2014; Lin et al., 2024; Ryalat et al., 2025; Sihite et al., 2023).

A robótica híbrida aéreo-terrestre apresenta uma tecnologia promissora que pode ser analisada no Quadro 2 devido às diversas aplicações descritas, incluindo inspeção de infraestrutura, resposta a desastres, busca e resgate, exploração subterrânea, entrega de pacotes e navegação em espaços irregulares, terrenos instáveis e ambientes confinados. Essa versatilidade é resultado da maior mobilidade apresentada pela capacidade de alternar entre modos.

Ao priorizar o modo terrestre, que apresenta maior autonomia operacional, e utilizar o modo aéreo exclusivamente para acesso vertical ou desvio de obstáculos, as plataformas híbridas proporcionam maior duração operacional e eficiência energética. O projeto Skater, desenvolvido por Lin et al. (2024), destaca essa comparação ao contabilizar o consumo de energia do robô para os modos aéreo e terrestre utilizando um experimento de rastreamento de trajetória no qual o consumo de potência foi registrado ao longo do tempo. Os resultados obtidos neste trabalho indicam que o consumo médio de potência registrado no modo aéreo foi de 226 W, enquanto no modo terrestre, 32 W, logo, a autonomia do robô no modo terrestre foi cerca de sete vezes maior que no modo aéreo.

Quadro 2 – Comparação entre plataformas robóticas híbridas aéreo-terrestres.

Nome	Imagem	Ano	Instituição	Aplicações
H.E.R.A.L.D.		2014	University of Pennsylvania.	Busca e resgate urbano.
Drivocopter		2020	NASA JPL / CoSTAR Team.	Vigilância e navegação em espaços confinados.
Rollocopter		2020	NASA JPL / CoSTAR Team.	Exploração subterrânea, busca e resgate.
HUUVER		2022	Consórcio europeu.	Busca e resgate, patrulhamento, monitoramento e operações em terrenos difíceis.
Morphobot		2023	Caltech e NASA JPL (EUA).	Busca e resgate, exploração espacial, agricultura digital e entrega de pacotes.
DoubleBee		2023	Universidade Tecnológica de Nanyang e Universidade Chinesa de Hong Kong.	Missões indoor e outdoor, voo sobre e sob obstáculos e locomoção inclinada em terrenos íngremes e irregulares.
Skater		2024	Universidade de Zhejiang e Instituto de Huzhou, China.	Rastreamento de trajetórias em superfícies irregulares e navegação em espaços estreitos.

Fonte: Elaboração própria com base em Kalantari et al. (2020), Fan et al. (2019), HUUVER Project (2022), Sihite et al. (2023), Cao et al. (2023) e Lin et al. (2024).

3.2 CONTROLE, ESTABILIDADE E TRANSIÇÃO DE MODOS

O desenvolvimento de plataformas robóticas híbridas está sujeito a desafios relacionados ao projeto mecânico, à distribuição do processamento, à integração dos sistemas de atuação e ao controle dos diferentes modos de locomoção. Um dos desafios recorrentes nos projetos apresentados no Quadro 2 consiste na alternância entre os modos aéreo e terrestre, que pode exigir tanto a adaptação das estratégias de navegação e controle quanto alterações na configuração mecânica da plataforma. Nesta subseção, são analisadas as arquiteturas de controle e integração adotadas em alguns desses projetos, incluindo a distribuição das funções de processamento, sensoriamento e atuação entre os componentes do sistema.

O sistema H.E.R.A.L.D., conforme descrito por Latscha et al. (2014), é composto de três robôs: um quadcóptero e dois robôs terrestres tipo ‘cobra’, utilizando um mecanismo de acoplamento magnético passivo e projetado para operar em vários modos, todos teleoperados, sendo estes: ‘voo com implementação’, no qual o quadcóptero transporta os robôs terrestres, ‘modo tanque’, com os robôs terrestres transportando o quadcóptero e operação independente, onde cada robô opera individualmente. Esse processo é permitido pois cada robô apresenta seu próprio sistema de controle, sendo a placa de controle dos robôs terrestres um Arduino Micro e o quadcóptero apresentando uma placa de controle personalizada. A arquitetura de controle deste sistema apresenta protocolos de comunicação diferentes para cada mecanismo, permitindo a operação independente e apresentando maior simplicidade de implementação, contudo, dificulta a sincronização entre os modos e o manuseio do operador.

Outro exemplo de sistema de controle distribuído é descrito por Kalantari et al. (2020) no projeto Drivocopter, que apresenta três sistemas de processamento principais, sendo esses: o Intel NUC, responsável pela percepção e navegação de alto nível, a Pixhawk, controladora de voo e o Teensy 3.2, controlador de propulsão terrestre. A comunicação entre esses sistemas ocorre por meio de uma rede ROS (*Robot Operating System*), sendo as funções de planejamento e percepção coordenadas por meio do Intel NUC, assim como os comandos enviados às controladoras de baixo nível (Pixhawk e Teensy 3.2). O sistema foi projetado para navegação autônoma e utiliza dados de sensores LiDAR 3D e câmeras para realizar

o mapeamento local e gerar caminhos e trajetórias que alternem os modos aéreo e terrestre visando otimizar a eficiência energética e superar obstáculos.

Por outro lado, o robô DoubleBee proposto por Cao et al. (2023) utiliza o controlador de voo Cube Orange para ambas as formas de locomoção, sendo a configuração de bicóptero operada no modo aéreo e, em modo terrestre, atua como um robô de autoequilíbrio, com isso, incorpora um design que oferece baixo consumo energético. Com intuito de garantir transições suaves entre os modos de operação, é descrita a utilização do controle PID em cascata para modular variáveis como altitude e velocidade, evitando grandes oscilações.

O projeto Skater, proposto por Lin et al. (2024), assim como o DoubleBee, adota uma lógica de controle unificada, utilizando uma única controladora para ambas as formas de locomoção, sendo essa a placa de controle de voo modelo Holybro Kakute H7 Mini, o que facilita a transição de modos, porém aumenta a complexidade do algoritmo de controle. Utilizando um Controlador Preditivo de Modelo Não Linear (NMPC), foi desenvolvido pelo autor um sistema autônomo que, devido ao custo computacional elevado, opera com uma unidade de processamento de alto desempenho em conjunto com a controladora de voo, sendo esta NVIDIA Jetson Xavier NX. A primeira realiza tarefas de alto nível, como o controle preditivo e o planejamento de navegação autônoma, já a segunda, o controle de baixo nível, como processamento de dados de sensores e geração de sinais para os atuadores.

3.3 LIMITAÇÕES

Apesar dos avanços relacionados à transição e controle dos modos de locomoção, a incorporação de um subsistema terrestre também introduz limitações como redução da autonomia de voo e alteração do comportamento dinâmico. Cao et al. (2023) destacam que plataformas com rodas ativas precisam transportar, durante o voo, a massa adicional dos mecanismos destinados à locomoção terrestre, comprometendo a eficiência do modo aéreo. De forma semelhante, Lin et al. (2024) apontam que a massa introduzida pelos mecanismos terrestres reduz a autonomia de voo e restringe as alternativas de projeto.

O presente trabalho adota uma abordagem que investiga de forma mais aprofundada o efeito da massa adicional por meio de uma caracterização do perfil vibracional, discutido com mais detalhes no Capítulo 6. Além disso, propõe todas as

ferramentas necessárias para reprodução desses modelos como códigos específicos, arquivos de configuração, diagramas elétricos e utilização de componentes *open-source* e de fácil acesso.

4 MATERIAIS E MÉTODOS

Neste trabalho, optou-se por uma abordagem experimental com o desenvolvimento de um protótipo híbrido por meio do acoplamento de uma plataforma de propulsão terrestre ao *frame* de um VANT utilizando um sistema de controle central unificado. Neste capítulo, são apresentados os componentes empregados no projeto, a arquitetura de controle e comunicação e o sistema de fornecimento de energia aos modos aéreo e terrestre.

4.1 SISTEMA DE COMANDO CENTRAL

Foi definido que a integração dos modos de operação seria coordenada pela controladora de voo, responsável pelo acionamento direto do sistema propulsivo aéreo e pelo envio de pacotes de dados a um microcontrolador auxiliar, que realiza o acionamento do sistema terrestre. Essa arquitetura, detalhada na Seção 4.5, centraliza a lógica de alternância e permite coordenar o acionamento mutuamente exclusivo dos dois subsistemas.

Existem no mercado diversas controladoras de voo disponíveis, neste trabalho foram avaliadas alternativas que apresentam processadores com maior capacidade computacional e de memória, pois, conforme a documentação do ArduPilot, a habilitação do recurso de *scripts* adicionais ao *firmware* do piloto automático requer uma controladora com, pelo menos, 2 MB de memória flash e 80 kB de memória disponível (ArduPilot, [s.d.]). A documentação destaca também que a memória alocada aos *scripts* é compartilhada com outros recursos do piloto automático, podendo interferir na inicialização de funcionalidades de manutenção da atitude quando dimensionada de forma inadequada.

Assim, o processo de seleção priorizou controladoras baseadas em microcontroladores da família STM32H7, que oferecem maior margem de processamento e memória. Outro aspecto considerado foi a presença de sensores inerciais de geração mais recente e custo compatível com o orçamento. A Figura 6 apresenta as unidades embarcadas consideradas, sendo essas: Pixhawk 4, Pixhawk 6C, Pixhawk 6X e a Cube Orange+, ilustradas pelas Figuras 6a a 6d, respectivamente.

Figura 6 – Controladoras de voo avaliadas.



(a) Pixhawk 4; (b) Pixhawk 6C; (c) Pixhawk 6X; (d) Cube Orange+.

Fonte: (a) Holybro [s.d.]; (b) Holybro [s.d.]; (c) Holybro [s.d.]; (d) RobotShop ([s.d.]).

Conforme os requisitos técnicos descritos nessa Seção, foi elaborada a matriz de decisão do Quadro 3 com os recursos das controladoras analisadas e o requisito mínimo estabelecido para cada condição.

Quadro 3 – Matriz de decisão utilizada para seleção da controladora de voo.

Critério	**Requisito mínimo**	**Pixhawk 4**	**Pixhawk 6C**	**Pixhawk 6X**	**Cube Orange+**
Arquitetura do processador	STM32H7	STM32F765	STM32H7	STM32H7	STM32H7
Frequência do processador	400 MHz	216 MHz	480 MHz	480 MHz	480 MHz
Memória RAM	1 MB	512 kB	1 MB	1 MB	1 MB
Suporte ao ArduPilot	Obrigatório	Sim	Sim	Sim	Sim
UARTs de uso geral	2	5	3	4	5
Saídas PWM	4	16	16	16	16
Interface I²C	1	3	1	1	2
Valor	Compatível com o orçamento	US$ 124,99	US$ 165,99	US$ 320,98	US$ 451,00

Fonte: Elaborada pela autora a partir dos dados em (a) Holybro [s.d.]; (b) Holybro [s.d.]; (c) Holybro [s.d.]; (d) RobotShop ([s.d.]).

Todas as controladoras descritas apresentam *hardware* e *software* aberto com suporte ao *firmware* ArduPilot, sendo então selecionada a Pixhawk 6C na medida em

que esta corresponde ao *hardware* de menor valor com a presença de todos os requisitos mínimos listados.

4.2 SUBSISTEMA DE PROPULSÃO E SENSORIAMENTO PARA LOCOMOÇÃO AÉREA

Definiu-se a configuração quadrirrotora como base da plataforma devido à simplicidade mecânica, ampla utilização em aplicações experimentais e facilidade de integração dos sistemas embarcados. Para a construção do protótipo, foi selecionado o kit S500 V2 da Holybro, sendo compatível com a controladora adotada e apresentando uma estrutura leve, composta por elementos de fibra de carbono e poliamida.

O *frame* selecionado, ilustrado pela Figura 7, apresenta distância diagonal de 480 mm entre os eixos dos motores e possui uma placa PDB integrada à estrutura. Com os braços de poliamida reforçados internamente por hastes de fibra de carbono e o trem de pouso fabricado com fibra de carbono, o conjunto apresenta massa aproximada de 283 g.

Figura 7 – *Frame* S500 V2.



Fonte: Holybro ([s.d.]).

O conjunto propulsivo aéreo foi definido conforme o dimensionamento fornecido pelo fabricante do *frame* cujas características estão apresentadas integralmente no Anexo A.

Com a análise dos dados anexados, foram selecionados quatro motores *brushless* 2216 (920 KV), hélices 1045 de duas pás e ESCs BLHeli_S 20 A, em decorrência dos ensaios realizados pelo fabricante indicarem que, operando com uma

bateria de 4S (16,8 V), esse conjunto é capaz de fornecer até, aproximadamente, 1,332 kg de empuxo por motor, o que resulta em um empuxo total teórico de 5,328 kg para o sistema. Como a massa do protótipo aéreo com os sensores embarcados, *frame* e componentes propulsores é de 0,782 kg e, da bateria utilizada, 0,177 kg, obtém-se uma massa total de 0,959 kg. Logo, a relação empuxo/peso encontra-se adequada para o desenvolvimento do projeto com carga adicional.

A Pixhawk 6C apresenta um conjunto de sensores internos utilizados na estimação do estado da aeronave, sendo esses: um barômetro, dois acelerômetros e dois giroscópios. Os acelerômetros e giroscópios integram as Unidades de Medição Inercial (*Inertial Measurement Units* – IMUs), responsáveis por combinar medidas de aceleração e rotação para estimar a atitude. Já o barômetro é utilizado para medir a altitude ao detectar uma mudança na pressão do ar.

Já os sensores externos selecionados foram: módulo de potência, receptor do controle de rádio, sensor de distância a laser e módulo GNSS M9N com magnetômetro integrado, ilustrados pela Figura 8.

Figura 8 – Sensores externos.



(a) Módulo de potência Holybro PM02 V3;



(b) Receptor FlySky FS-iA6B;



(c) Sensor LiDAR Holybro ST VL53L1X;



(d) Módulo GNSS Holybro M9N.

Fonte: (a) Holybro ([s.d.]); (b) FlySky ([s.d.]); (c) Holybro ([s.d.]); e (d) Holybro ([s.d.]).

O módulo de potência foi apresentado como um sensor da aeronave pois, além de fornecer alimentação regulada à controladora, esse componente é responsável por medir a tensão e o consumo de corrente elétrica da bateria. Com esses dados, o piloto

automático realiza verificações de pré-armamento que podem identificar condições inadequadas de alimentação e impedir o armamento da aeronave.

O receptor do controle de rádio selecionado neste trabalho é o FS-iA6B que opera a 2,4 GHz. Esse sensor é responsável por receber os sinais enviados pelo controle de rádio e enviar os comandos à controladora, que executará a manobra fornecida.

Devido à necessidade de obter medições mais precisas da altura durante os voos de baixa altitude em ambientes internos, foi integrado à plataforma o sensor de distância a laser ST VL53L1X. O funcionamento deste é baseado no princípio de tempo de voo (*ToF – Time of Flight*), no qual o dispositivo emite pulsos de luz infravermelha e determina a distância percorrida por meio do intervalo de tempo entre a emissão do sinal e a recepção da parcela refletida pelo solo (Holybro ([s.d.]).

O Sistema Global de Navegação por Satélite (*Global Navigation Satellite System* – GNSS) corresponde ao termo geral empregado para designar sistemas de posicionamento e navegação baseados em constelações por satélite (GPS.GOV, [s.d.]). Essa definição foi utilizada pois além de GPS, o módulo da Holybro é capaz de receber sinais de outros sistemas como GLONASS, Galileo e BeiDou. O módulo M9N também integra um magnetômetro, um buzzer, um LED indicador e um botão de segurança Holybro ([s.d.]).

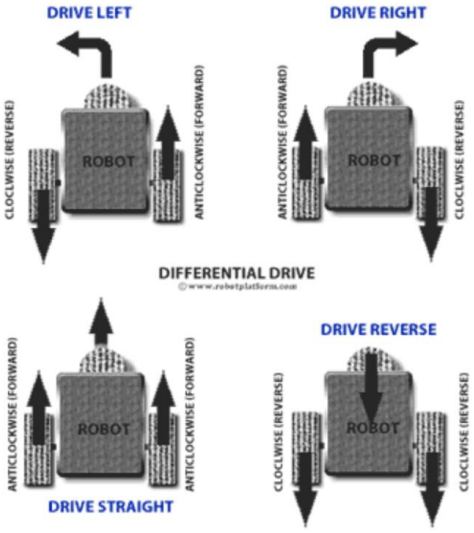
O magnetômetro é responsável por medir o campo magnético nos três eixos e auxiliar na estimação da orientação da aeronave; o *buzzer* e o LED são atuadores que emitem, respectivamente, sinalizações sonoras e visuais do estado da aeronave e o botão de segurança é utilizado para habilitar as saídas dos motores *brushless*.

4.3 SUBSISTEMA DE PROPULSÃO PARA DESLOCAMENTO TERRESTRE

A primeira etapa considerada no desenvolvimento do sistema de propulsão terrestre foi a definição do modo de direção. Devido à simplicidade de implementação e capacidade de trabalho, optou-se pela direção diferencial para essa finalidade.

Conforme descrito pela Figura 9, o direcionamento é obtido pela diferença entre as velocidades das rodas de cada lado do veículo. Ao realizar o acionamento dos dois lados com velocidades iguais e sentidos opostos, a rotação em torno do próprio eixo resulta em um raio de giro próximo de zero (Ryalat et al., 2025), o que favorece a realização de manobras em espaços confinados.

Figura 9 – Método de direção diferencial.



Fonte: Robot Platform ([s.d.]).

Os atuadores selecionados para operar esse método de direção foram quatro motorredutores de corrente contínua JGA25-370-78K com tensão nominal de 12 V, rotação de 77 rpm e torque nominal de 1,5 kgf·cm. Adicionando ao conjunto propulsor rodas de 65 mm de diâmetro, é possível estimar a velocidade linear e angular de acordo com as Equações 1 e 2 (Ryalat et al., 2025).

$$\omega = \frac{\mathrm{RPM} \times 2\pi}{60} \tag{1}$$

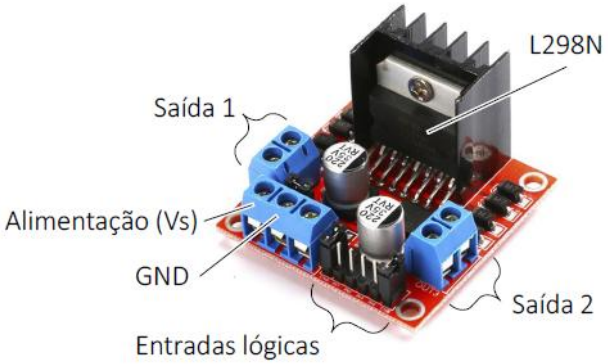
$$v = r \times \omega \tag{2}$$

Onde ω representa a velocidade angular, em rad/s; RPM é a velocidade de rotação, em rotações por minuto; v é a velocidade linear, em m/s; e r é o raio da roda, em metros.

Dessa forma, obtém-se uma velocidade linear teórica aproximada de 0,26 m/s. O valor obtido é compatível com velocidades apresentadas em plataformas destinadas à inspeção industrial, nas quais esse parâmetro é conservador com intuito de permitir maior controle teleoperado durante a inspeção e deslocamento em terrenos irregulares. Alguns exemplos como Hilario et al. (2019) registraram velocidades entre 0,155 e 0,380 m/s em diferentes inclinações para um robô de inspeção, enquanto Ryalat et al. (2025) estimaram 0,442 m/s para uma plataforma híbrida destinada à inspeção autônoma.

Já a tensão aplicada nos motores é controlada por meio de dois módulos *driver* L298N, esse componente é apresentado pela Figura 10. Conforme a folha de dados oficial do circuito integrado descrito (STMicroelectronics, 2023), esse componente contém internamente dois circuitos ponte-H e pode comportar 2 motores, sendo utilizadas duas saídas, uma para cada motor. O módulo ponte-H recebe em suas entradas sinais lógicos e PWM enviados pelo microcontrolador, que determinam, respectivamente, o sentido da corrente aplicada aos motores e a velocidade de rotação.

Figura 10 – *Driver* L298N.



Fonte: Produção da própria autora.

Com intuito de simplificar a implementação do sistema de acionamento terrestre, foi utilizado um microcontrolador ESP32 como interface entre a Pixhawk e os *drivers* de acionamento dos motores de corrente contínua. Esse componente foi selecionado devido à disponibilidade de pinos GPIOs (*General-Purpose Input/Output* – Entrada/Saída de Propósito Geral) e de canais para geração de sinais PWM, sendo que o funcionamento dos dois módulos L298N demandou quatro sinais PWM e oito sinais digitais, totalizando doze saídas.

4.4 SUBSISTEMA DE DISTRIBUIÇÃO DE ENERGIA

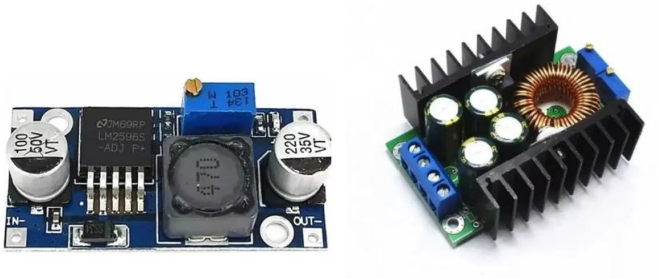
O subsistema de energia foi dimensionado para fornecer alimentação elétrica nos níveis de tensão necessários a todos os componentes do veículo, além de fornecer proteção contra sobrecorrente. Esse conjunto é constituído por uma bateria LiPo, três módulos de potência, duas placas de distribuição de energia e um cabo

divisor de alimentação em “Y” que realiza a conexão em paralelo entre os subsistemas de propulsão aérea e terrestre.

Utilizou-se uma bateria de polímero de lítio, constituída por quatro células, denominada 4S. A bateria apresenta tensão nominal de 14,8 V e tensão máxima de 16,8 V, sendo selecionada com base na faixa de tensão admitida pelo conjunto de propulsão aérea, composto pelos motores e controladores elétricos de velocidade.

Além do módulo de potência apresentado como sensor da aeronave na Seção 4.2, foram utilizados dois módulos conversores de corrente contínua para corrente contínua (CC-CC) do tipo abaixador, descritos pela Figura 11.

Figura 11 – Módulos de potência.



(a) Módulo LM2596S; (b) Módulo XL4016.

Fonte: QQ Online Trading ([s.d.]) e Sinoning ([s.d.]).

O módulo representado pela Figura 11a, baseado no regulador LM2596, foi ajustado para fornecer 5 V à placa ESP32, e o da Figura 11b, baseado no regulador XL4016, foi utilizado para reduzir a tensão da bateria para o nível de 12 V, requerido pelo segundo conjunto de acionamento, devido à maior capacidade de corrente e função de limitação desse parâmetro.

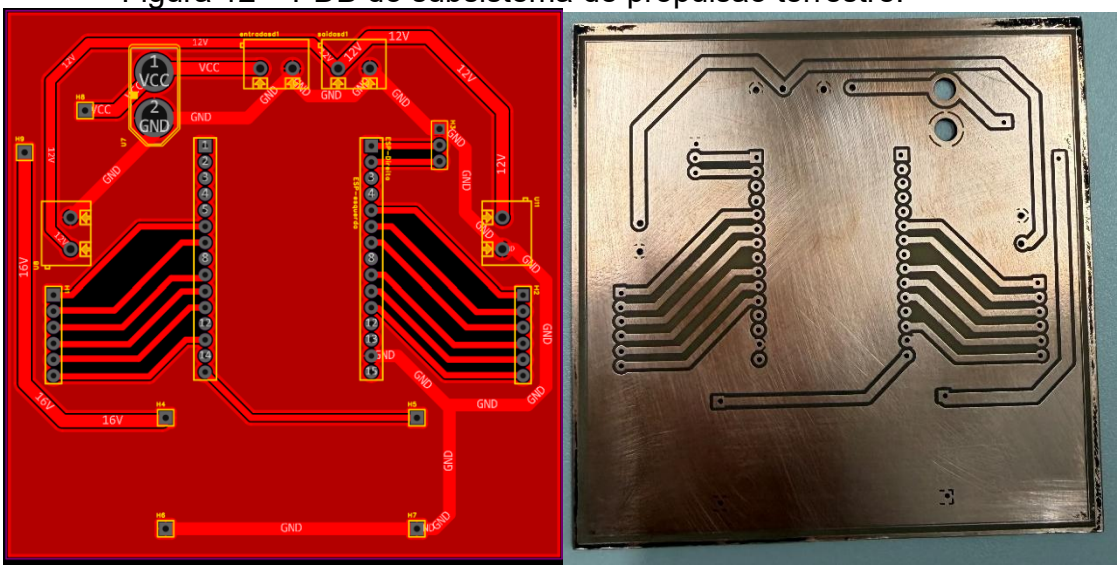
Compondo a estrutura final do subsistema de distribuição de energia, foram utilizadas duas PDBs conectadas em paralelo por um divisor de alimentação em “Y”. Além da placa integrada na estrutura aérea do veículo fornecida pelo fabricante, foi desenvolvida uma placa de distribuição de energia para interligar os terminais de referência elétrica (*ground* – GND) dos diferentes componentes do sistema, com o objetivo de permitir a interpretação correta dos sinais de comunicação e controle.

O projeto elétrico da placa foi elaborado por meio do *software* EasyEDA, no qual foram definidos os conectores, pontos de soldagem, dimensões das trilhas e furos. O resultado dessa etapa é apresentado no item (a) da Figura 12. Todos os

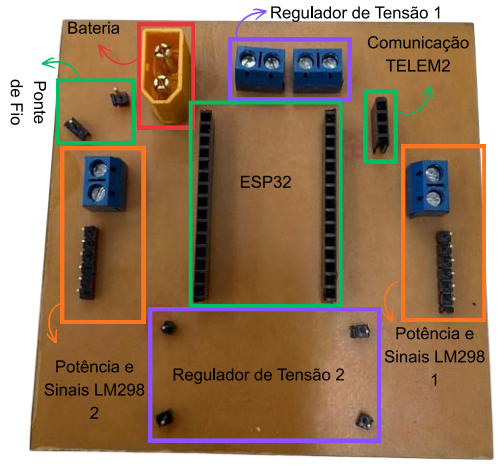
arquivos Gerber e Excellon gerados nesse *software* foram disponibilizados no repositório público da autora.

Com o *layout* da placa elaborado, os arquivos foram convertidos em código G e transferidos à controladora de uma gravadora laser. Foi aplicada uma camada de tinta preta fosca como máscara de proteção em uma placa de fenolite revestida de cobre, sobre a qual a gravadora laser removeu essa tinta nas regiões em que o cobre deveria ser eliminado. A corrosão da placa ocorreu, então, com esta sendo submetida a uma solução de percloreto de ferro para remoção do cobre exposto. Ao final do processo, foram realizados a limpeza da superfície e os furos destinados à montagem dos conectores. O resultado dessa etapa é ilustrado pelo item (b) da Figura 12.

Figura 12 – PDB do subsistema de propulsão terrestre.



(a) Projeto do circuito elétrico; (b) Vista inferior da placa;



(c) Vista superior da placa comentada.

Fonte: Elaborado pela autora.

O item (c) da Figura 12 descreve como foram dimensionados os conectores na placa de fenolite para ligação entre os componentes. Optou-se por não soldar os módulos diretamente na placa com intuito de facilitar a remoção e substituição em caso de falha, para isso, foram selecionados os conectores: XT60, bornes de parafuso de duas vias, barras de pinos fêmea e barras de pinos macho.

4.5 ARQUITETURA DE COMUNICAÇÃO E INTEGRAÇÃO DO SISTEMA

A Figura 13 apresenta uma visão geral da arquitetura de comunicação e integração do sistema descrita previamente nas Seções desse Capítulo, demonstrando os protocolos, interfaces e fluxo de informações entre os principais componentes do sistema.

O fluxo de informações entre a controladora de voo e o microcontrolador terrestre ocorre por meio de uma comunicação serial assíncrona do tipo UART, estabelecida entre a porta TELEM2 da Pixhawk e os pinos 22 e 23 do ESP32, configurados como interface UART2.

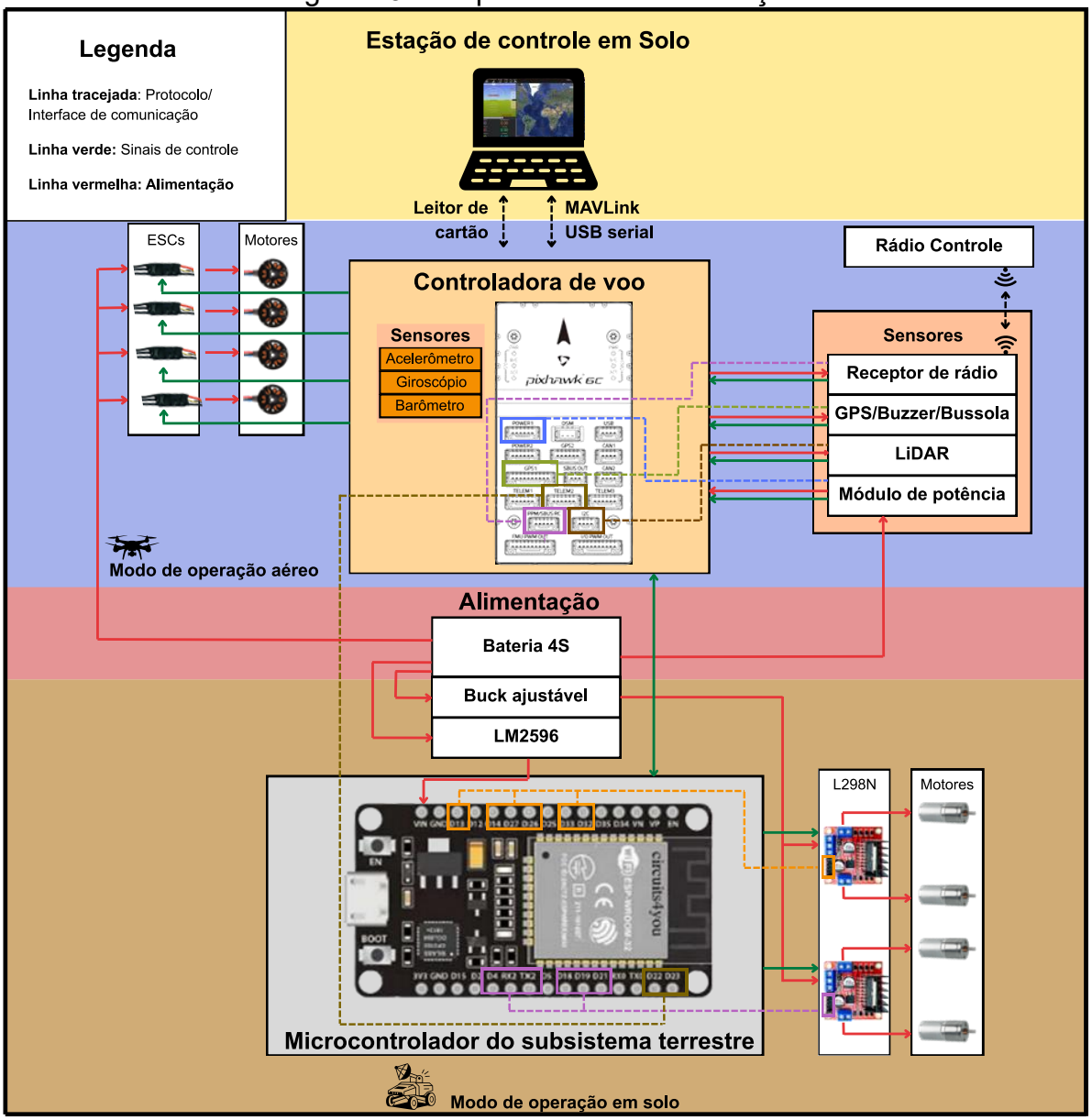
Com os dados enviados sequencialmente pelas linhas de transmissão e recepção, denominadas TX e RX, sem a utilização de um sinal de sincronismo compartilhado entre os dispositivos, ambos os componentes devem operar com a mesma taxa, parâmetro que foi ajustado na Pixhawk pelo Mission Planner. O Quadro 4 indica esse e os demais parâmetros definidos na Estação de Controle em Solo para configuração da controladora de voo nessa etapa.

Quadro 4 – Parâmetros configurados para comunicação serial entre a Pixhawk e o ESP32.

Parâmetro	**Valor definido**	**Descrição**
SCR_ENABLE	1	Habilita a execução de *scripts* Lua no ArduPilot.
SERIAL2_PROTOCOL	28	Configura a porta TELEM2 para *Scripting*.
SERIAL2_BAUD	57	Define a comunicação em 57.600 bit/s.

Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 13 – Arquitetura de comunicação.



Fonte: Elaborado pela autora.

5 IMPLEMENTAÇÃO DOS ALGORITMOS DE CONTROLE

O presente Capítulo apresentará os detalhes sobre a implementação dos algoritmos responsáveis pela integração e pelo acionamento dos modos de locomoção aéreo e terrestre. O código está disponibilizado integralmente no repositório público fornecido pela autora (Momesso, 2026).

5.1 COMUNICAÇÃO ENTRE A PIXHAWK E O ESP32

A abordagem adotada para controle da plataforma robótica consistiu no desenvolvimento do *script* em linguagem Lua. Como essa linguagem constitui um recurso incorporado ao ArduPilot, é possível adicionar funcionalidades ao veículo sem modificar o código principal do piloto automático. Dessa forma, os *scripts* são executados paralelamente ao código principal de controle de voo, mantendo funções nativas de estabilização, aquisição dos dados dos sensores e acionamento dos motores do subsistema aéreo.

Para a transmissão dos comandos ao microcontrolador ESP32, foi implementado um protocolo serial binário próprio, estruturado em quadros de cinco bytes. Cada quadro é composto por um byte de início, três bytes de dados e um byte de verificação.

O byte de início apresenta o valor hexadecimal 0xAA e é utilizado pelo ESP32 para identificar o início de uma nova mensagem. Os bytes de dados correspondem, respectivamente, às informações de habilitação, velocidade e direção. Já o último byte contém o valor *checksum* utilizado para verificar a integridade dos dados recebidos.

5.2 LÓGICA DA SELEÇÃO DOS MODOS DE OPERAÇÃO E IMPLEMENTAÇÃO NA CONTROLADORA DE VOO

Conforme a documentação disponibilizada pelo manual do FlySky FS-i6, os canais 1 e 2 do rádio controle correspondem, respectivamente, aos movimentos horizontais e verticais do *stick* direito e os canais 3 e 4, aos movimentos horizontais e verticais do *stick* esquerdo. Já os canais 5 e 6, às chaves seletoras do transmissor, sendo o canal 5, uma chave de três posições e o canal 6, de duas posições.

Dessa forma, o método de seleção do modo de operação definido foi a mudança de estado da chave seletora de duas posições associada ao canal 6, localizada na região superior direita do rádio controle.

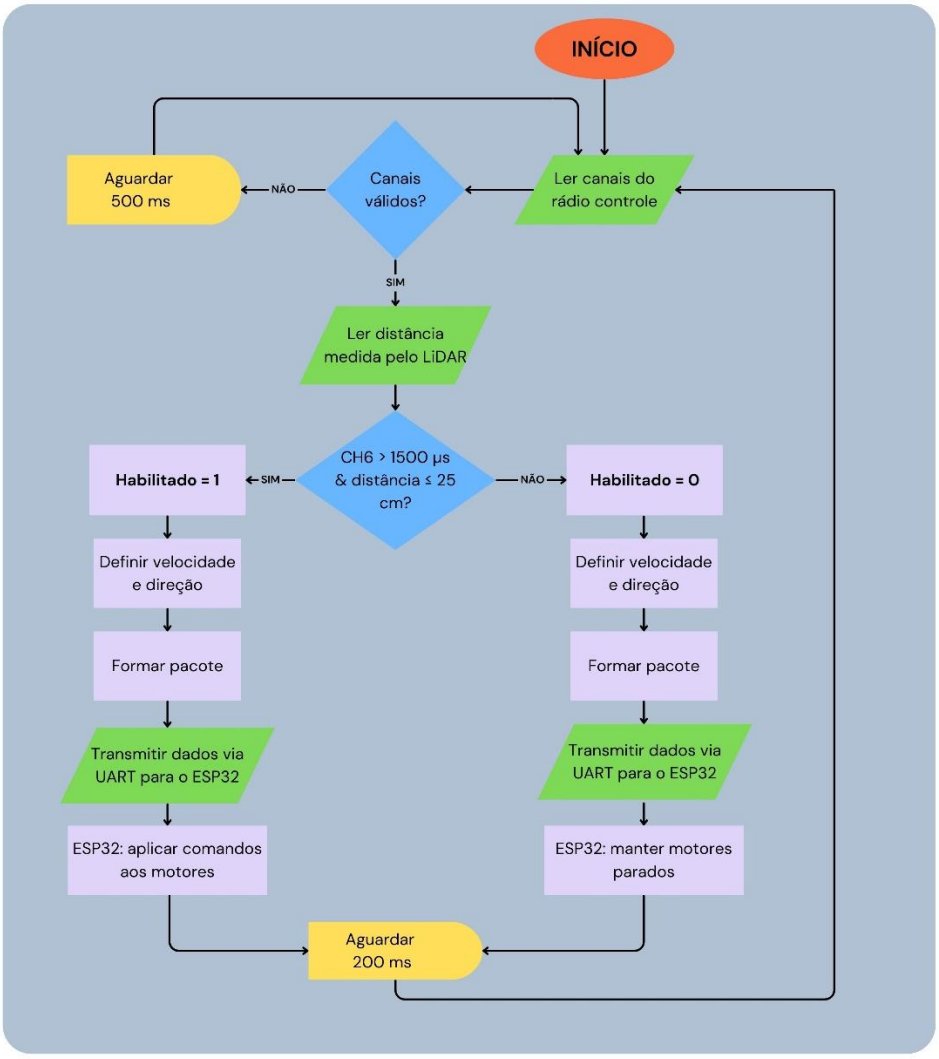
Com intuito de conferir se esse canal apresenta algum vínculo com as funções nativas do ArduPilot, foram verificados na Estação de Controle em Solo os parâmetros: FLTMODE_CH, RC6_OPTION e TUNE. Esses parâmetros definem, respectivamente: o canal destinado à seleção dos modos de voo, a existência de alguma função auxiliar atribuída ao canal 6 e o ajuste de algum parâmetro de controle pelo transmissor durante o voo, como a alteração de ganhos proporcionais, derivativos ou integrais.

Constatou-se com o valor obtido pelo primeiro parâmetro que a seleção dos modos de voo foi realizada pelo canal 5. Os demais parâmetros apresentavam valor nulo, correspondentes à ausência de função auxiliar e à desativação do ajuste automático dos parâmetros de controle. Dessa forma, confirmou-se que o canal 6 não estava associado a nenhum recurso predefinido do sistema e definiu-se que a habilitação do acionamento dos motores terrestres ocorreria mediante o atendimento simultâneo das condições: leitura da largura de pulso obtida pelo canal 6 superior a 1500 µs e altura medida pelo sensor LiDAR inferior a 25 centímetros.

Para realizar as manobras de direção e controle de velocidade do veículo, foram configurados os canais 1 e 3 do rádio controle. Para isso, desenvolveu-se um *script* em Lua que realiza leitura das larguras de pulso dos sinais PWM recebidos nos canais do receptor por meio da função rc:get_pwm(). O algoritmo mapeia os canais 1 e 3 e envia os valores obtidos à ECS, que exibe essas informações no painel de mensagens.

A partir dessa lógica, foi elaborado o fluxograma apresentado na Figura 14, que sintetiza as principais etapas executadas pelo algoritmo de acionamento dos motores com controle diferencial em malha aberta implementado na controladora de voo. Inicialmente, são realizadas a leitura e a validação dos canais 1, 3 e 6 do rádio controle. Em seguida, o algoritmo obtém a distância medida pelo sensor LiDAR e verifica as condições estabelecidas para habilitação do subsistema terrestre. Quando os critérios são atendidos, definem-se os comandos de velocidade e direção e forma-se o quadro de dados destinado ao ESP32. Caso as condições de habilitação não sejam satisfeitas, o subsistema terrestre permanece desabilitado.

Figura 14 – Fluxograma da lógica implementada na controladora de voo.



Fonte: Elaborado pela autora.

5.3 IMPLEMENTAÇÃO DO ALGORITMO NO ESP32

Já o algoritmo executado pelo microcontrolador foi desenvolvido em linguagem C++ e é responsável pela recepção dos comandos enviados pela controladora de voo, pela verificação da integridade dos dados e pela geração dos sinais de acionamento enviados aos módulos L298N a partir da conversão dos dados discretos emitidos pela Pixhawk.

A variável de velocidade, definida pelo canal 3, pode assumir cinco valores. O valor 0 determina a parada dos motores; os valores 1, 2 correspondem a movimentos de avanço em dois níveis de PWM; e os valores 3 e 4, a movimentos de recuo em dois níveis de PWM.

A interpretação do byte de direção a partir da leitura do canal 1 é realizada de forma semelhante. Definiram-se três estados: o valor 0 corresponde ao giro à esquerda, o valor 1 ao deslocamento à frente e o valor 2 ao giro à direita.

O Quadro 5 resume as relações de correspondência entre as faixas de largura de pulso dos sinais recebidos nos canais 1 e 3, os valores atribuídos aos bytes de direção e velocidade e os comandos de acionamento dos motores terrestres. Essa implementação ocorreu configurando-se o PWM com frequência de 1 kHz e resolução de 8 bits, dessa forma, o valor de comando pode variar entre 0 e 255.

Quadro 5 – Correspondência entre os sinais dos canais do rádio controle e os comandos de acionamento dos motores terrestres.

Canal	Faixa do sinal [µs]	Comando	PWM dos motores
3	< 1050	Parado	0
3	1050 a 1199	Frente, nível 1	180
3	1200 a 1499	Frente, nível 2	255
3	1500 a 1699	Trás, nível 1	180
3	≥ 1700	Trás, nível 2	255
1	< 1300	Esquerda	Definido pelo canal 3
1	1300 a 1700	Reto	Definido pelo canal 3
1	> 1700	Direita	Definido pelo canal 3

Fonte: Elaborado pela autora.

Conforme apresentado no Capítulo 4, o algoritmo utilizado para movimentação terrestre da plataforma é o controle direcional em malha aberta, no qual os pares de cada lado do veículo se movimentam com mesma velocidade e sentido. Essa estratégia permite que o veículo realize uma rotação com raio de curvatura próximo de zero, o que facilita a realização de manobras em ambientes confinados ou com espaço reduzido, condições comuns em aplicações de inspeção.

6 ENSAIOS PRELIMINARES DO SUBSISTEMA AÉREO

Neste Capítulo, são apresentadas estratégias de melhoria da estabilidade do sistema aéreo baseadas em processamento de sinais. A abordagem empregada utiliza análise espectral para identificação de picos de frequência dominantes nos sinais de vibração, que orientam o ajuste de filtros digitais do *firmware*. De forma complementar, avaliou-se o efeito da filtragem por meio da resposta em altitude no domínio do tempo.

6.1 ENSAIO SEM E COM CARGA

Conforme apresentado no Capítulo 4, o empuxo total teórico do sistema aéreo foi estimado a partir dos dados de ensaio fornecidos pelo fabricante, apresentados no Anexo A. Para uma tensão de alimentação de 16 V e 100% do comando de aceleração, o conjunto motor-hélice apresentou empuxo de 1,332 kg. Considerando a utilização de quatro rotores, obteve-se um empuxo total estimado de 5,328 kg.

Contudo, de acordo com pesquisas desenvolvidas (Lienkov et al., 2023) um dos fatores que mais prejudica o desempenho de veículos multirrotores é o ruído captado pela IMU, proveniente da vibração gerada pelo sistema propulsor do VANT, que tende a aumentar conforme a necessidade de esse sistema fornecer maior empuxo.

No ArduPilot, o sinal do giroscópio é processado por filtros digitais antes de ser interpretado pelo controlador. Nessa etapa, atuam dois tipos principais de filtros: um passa-baixa, que atenua as componentes acima de uma frequência de corte, e filtros *notch*, que removem faixas estreitas de frequência.

Contudo, na configuração inicial do piloto automático, os filtros *notch* encontram-se desabilitados, o que implica a necessidade de configurar a frequência de corte dos filtros passa-baixa em valores mais reduzidos. Dessa forma, o filtro pode atenuar também componentes do próprio movimento do veículo e introduzir atraso de fase no sinal realimentado. Além disso, conforme apresentado com detalhes na Seção 6.3, a frequência de corte reduzida é insuficiente para mitigar os efeitos das componentes vibratórias na leitura do sinal na condição com carga adicional.

Assim, com o intuito de verificar a estabilidade do veículo e identificar os picos de frequência dominantes para ajuste dos filtros *notch*, foram realizados ensaios

preliminares do subsistema aéreo em condição de voo pairado e analisado o desempenho de regulação de altitude nas condições sem carga e com uma carga acoplada, simulando a massa do segundo sistema de propulsão.

A massa adicional adotada nos ensaios foi de 0,887 kg, valor definido com base na estimativa de massa total dos componentes do subsistema terrestre, considerando os motores, *drivers* de acionamento e rodas selecionados, sendo adicionado também um acréscimo de massa relacionada à inclusão de suportes mecânicos para acoplamento da estrutura. É apresentado na Figura 15 o protótipo experimental com os componentes descritos no Capítulo 4 e a carga fixada.

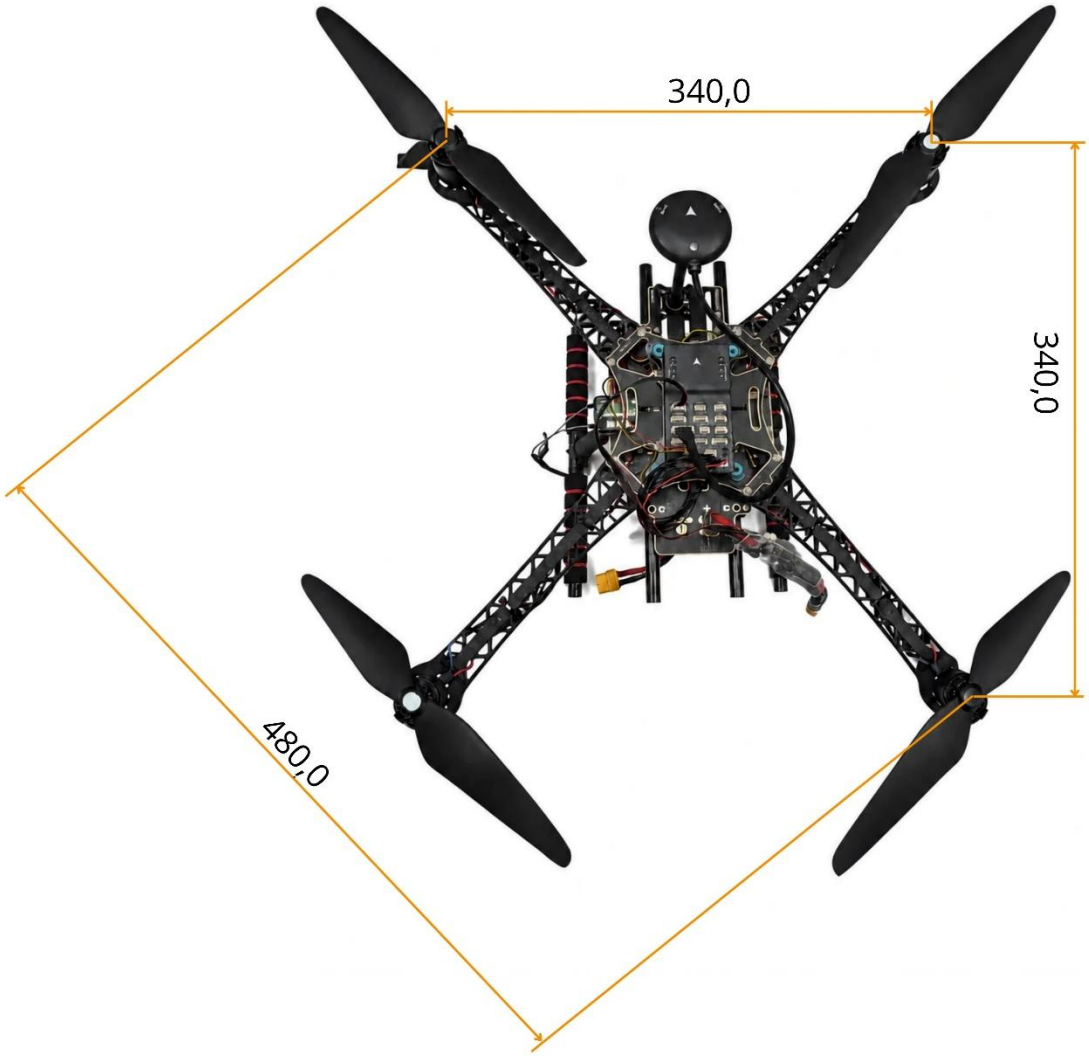
Os parâmetros da Estação de Controle em Solo foram configurados para utilizar o sensor LiDAR integrado à controladora como referência de obtenção da altura do veículo em relação ao solo, substituindo a estimativa do barômetro.

Foram realizados ensaios com duração de aproximadamente 2 minutos cada nas condições sem e com a carga acoplada, ambos com a bateria completamente carregada, sensores previamente calibrados e executados em ambiente fechado.

Figura 15 – Protótipo experimental com massa adicionada.



(a) Vista frontal;



(b) Vista superior.

Fonte: Elaborado pela autora.

6.2 PROCESSO DE AQUISIÇÃO DOS SINAIS DE VIBRAÇÃO

Os sinais do giroscópio foram amostrados pelo próprio sensor durante os voos e armazenados pelo piloto automático em registros binários (*log dataflash*), sendo analisados posteriormente por meio do MATLAB. Para viabilizar essa etapa, habilitou-se na Estação de Controle em Solo o registro em lotes das amostras da IMU e a configuração dos parâmetros de aquisição, resumidos pelo Quadro 6.

Quadro 6 – Parâmetros de aquisição dos sinais da IMU.

Parâmetro	**Valor definido**	**Descrição**
INS_LOG_BAT_MASK	1	Seleciona a IMU principal para o registro em lotes.
INS_LOG_BAT_OPT	5	Define o registro de amostras antes e após a aplicação de filtros.
INS_LOG_BAT_CNT	1024	Número de amostras de cada lote.
INS_GYRO_RATE	1	Configura a taxa interna de processamento do giroscópio em 2 kHz.

Fonte: Elaborado pela autora.

Como a controladora de voo Pixhawk 6C apresenta duas unidades de medição inercial, definiu-se o registro em lotes apenas da IMU principal, com o intuito de aumentar o número de lotes gravados ao concentrar em uma unidade a capacidade de registro. Cada lote foi configurado com 1024 amostras e a frequência de amostragem de 2 kHz, conforme os dados apresentados pelo Quadro 6.

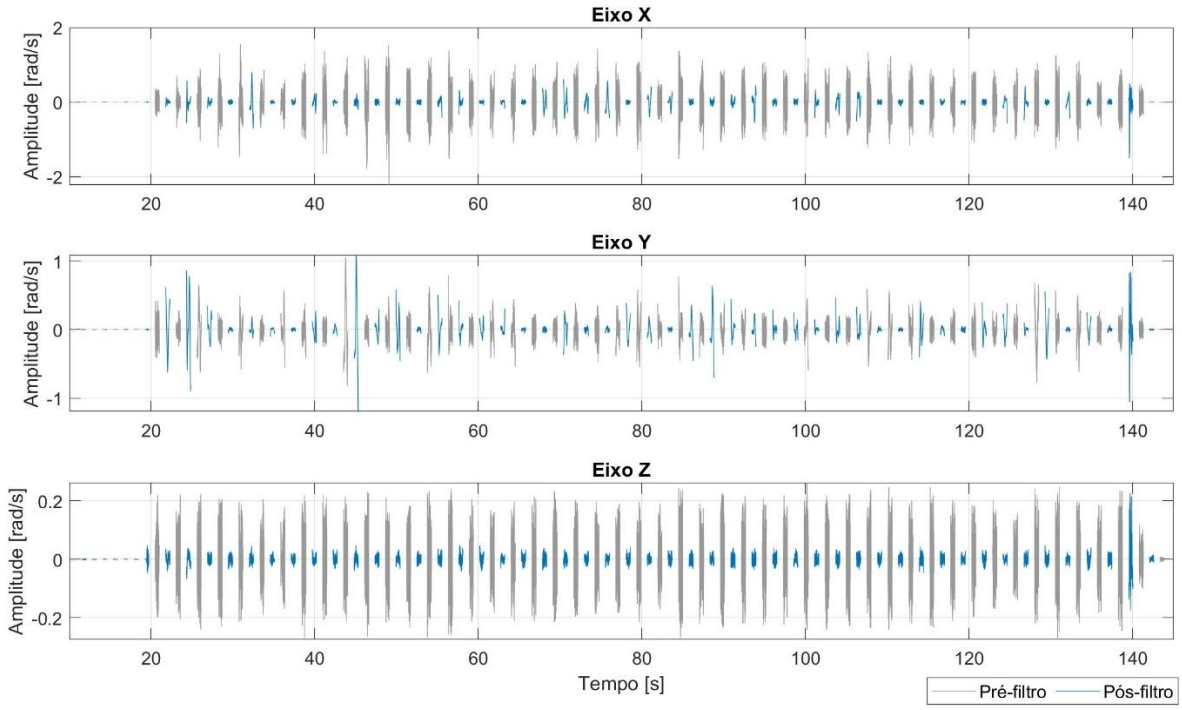
Por meio do algoritmo desenvolvido em MATLAB, identificou-se a frequência de amostragem efetiva de 2017,4 Hz, valor obtido a partir da média desse parâmetro registrada no cabeçalho dos lotes do log. Dessa forma, o passo no tempo, ou período de amostragem, de acordo com a literatura de processamento de sinais, foi obtido conforme Oppenheim e Schafer (2012) como o inverso da frequência de amostragem, sendo 0,4957 ms. Ao multiplicar esse valor pelo número de amostras descrito no parágrafo anterior, o período obtido em cada lote foi 0,508 s.

A duração dos voos foi de aproximadamente 150 s. Contudo, como foram registrados apenas os dados dentro dos lotes, e, durante os voos, foram identificados 62 lotes de sinais pré-filtrados e 61, pós-filtrados, o tempo que efetivamente contém sinal foi de 31,5 s na condição pré-filtro e 31 s pós-filtro.

Tendo em vista que o *log* não registra o instante de cada amostra individualmente, apenas o início de cada lote, o tempo das amostras dentro de um lote foi reconstruído considerando o passo no tempo constante.

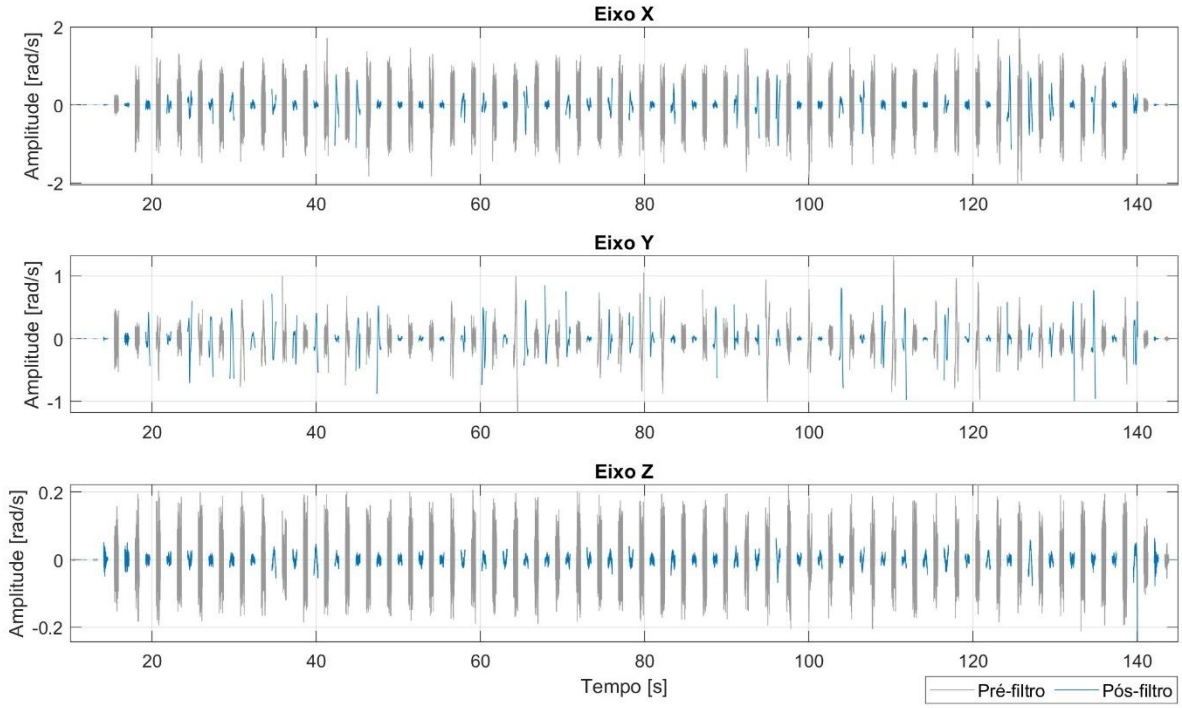
As Figuras 16 e 17 apresentam os sinais de velocidade angular medidos pelo giroscópio nos eixos x, y e z, antes e depois da filtragem nas condições sem e com carga adicional, respectivamente.

Figura 16 – Velocidade angular na condição sem carga adicional.



Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 17 – Velocidade angular na condição com carga adicional.



Fonte: Elaborado pela autora.

Os gráficos das Figuras 16 e 17 indicam que o filtro passa-baixa, configurado para 30 Hz conforme os parâmetros base do *firmware*, atenuou parte da vibração medida. Contudo, para avaliar a resposta dinâmica do veículo ao comando de manutenção da altitude, foram elaborados os gráficos da Figura 18.

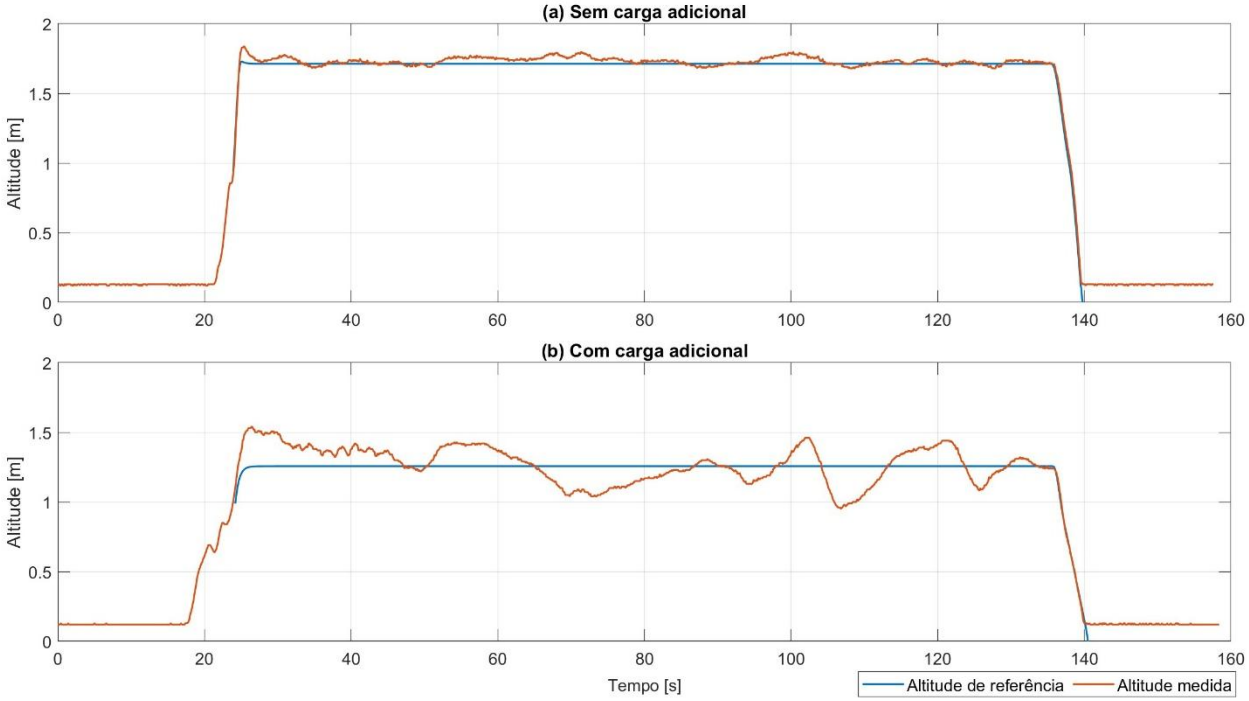
O desvio médio absoluto foi calculado pela média dos valores absolutos das diferenças entre a altitude de referência e a altitude medida, utilizando as séries temporais registradas nas mensagens CTUN (*Control Tuning*) dos *logs* de voo. Os resultados obtidos foram 0,0282 m e 0,1062 m nas condições sem e com carga adicional, respectivamente.

Na condição com carga existe um aumento do desvio que pode estar associado ao atraso de fase introduzido pela frequência de corte reduzida do filtro passa-baixa. Como a carga adicional aumenta a inércia do sistema e reduz sua margem de empuxo, o veículo está mais sensível ao atraso, o que torna a resposta mais oscilatória.

Assim, com os dados descritos pelos gráficos das Figuras 16 e 17, foi realizada na próxima Seção da pesquisa, a análise espectral do sinal do giroscópio, identificadas as frequências em que a energia de vibração se concentra, aplicados os

filtros *notch* e o reajuste da frequência de corte do passa-baixa e reavaliada a resposta em altitude da aeronave.

Figura 18 – Altitude de referência e altitude medida durante os ensaios antes do ajuste dos filtros *notch*.



Fonte: Elaborado pela autora.

6.3 ANÁLISE ESPECTRAL

O método da análise no domínio da frequência, também denominado análise espectral, é amplamente empregado no estudo de vibrações em sistemas mecânicos rotativos. Conforme Randall (2011), esse método permite identificar componentes espectrais associadas ao comportamento periódico das fontes de excitação presentes no sistema.

Neste trabalho, foi definido que os dados utilizados para análise espectral seriam obtidos por meio dos sinais registrados nos *logs* de voo pelo giroscópio nos eixos x, y e z. Segundo Oppenheim e Schafer (2012), sequências de duração finita representadas no tempo discreto podem ser expressas no domínio da frequência por meio da Transformada de Fourier Discreta (TFD), essa relação é demonstrada pelas Equações 3 e 4.

$$\mathrm{X[k]} = \sum_{\mathrm{n=0}}^{\mathrm{N-1}} \mathrm{x[n]e}^{-\mathrm{j}\frac{2\pi}{\mathrm{N}}\mathrm{kn}}, \quad 0 \leq \mathrm{k} \leq \mathrm{N}-1 \tag{3}$$

$$\mathrm{x[n]} = \frac{1}{\mathrm{N}}\sum_{\mathrm{k=0}}^{\mathrm{N-1}} \mathrm{X[k]}\ \mathrm{e}^{\mathrm{j}\frac{2\pi}{\mathrm{N}}\mathrm{kn}}, \quad 0 \leq \mathrm{n} \leq \mathrm{N}-1 \tag{4}$$

Onde: $x[n]$ é a sequência amostrada no domínio do tempo, $X[k]$ corresponde à representação no domínio da frequência, N é o número total de amostras, n, o índice discreto no domínio do tempo e k, o índice discreto no domínio da frequência.

Devido ao alto custo computacional da TFD, que requer um número de operações proporcional a N^2, a implementação prática desse cálculo é realizada por meio da Transformada Rápida de Fourier (*Fast Fourier Transform* – FFT), que explora propriedades de simetria e periodicidade dos coeficientes complexos da TFD para reduzir o custo computacional para a ordem de $Nlog_2N$.

A construção do espectro do sinal foi realizada com dados de aquisição apresentados na Seção 6.2 e ilustrados pelos gráficos das Figuras 16 e 17.

Em cada lote, foram removidas a média e a tendência linear do sinal utilizando a função detrend do MATLAB. Em seguida, com o objetivo de reduzir o vazamento espectral, cada lote foi multiplicado pela janela Hann, conforme apresentado pela Equação 5, descrita em Oppenheim e Schafer (2012).

$$w[n] = 0{,}5 - 0{,}5\cos\left(\frac{2\pi n}{N}\right), \quad 0 \leq n \leq N-1 \tag{5}$$

Onde $w[n]$ representa o coeficiente da janela de Hann na amostra n, n é o índice discreto da amostra e N é o número total de amostras de cada lote.

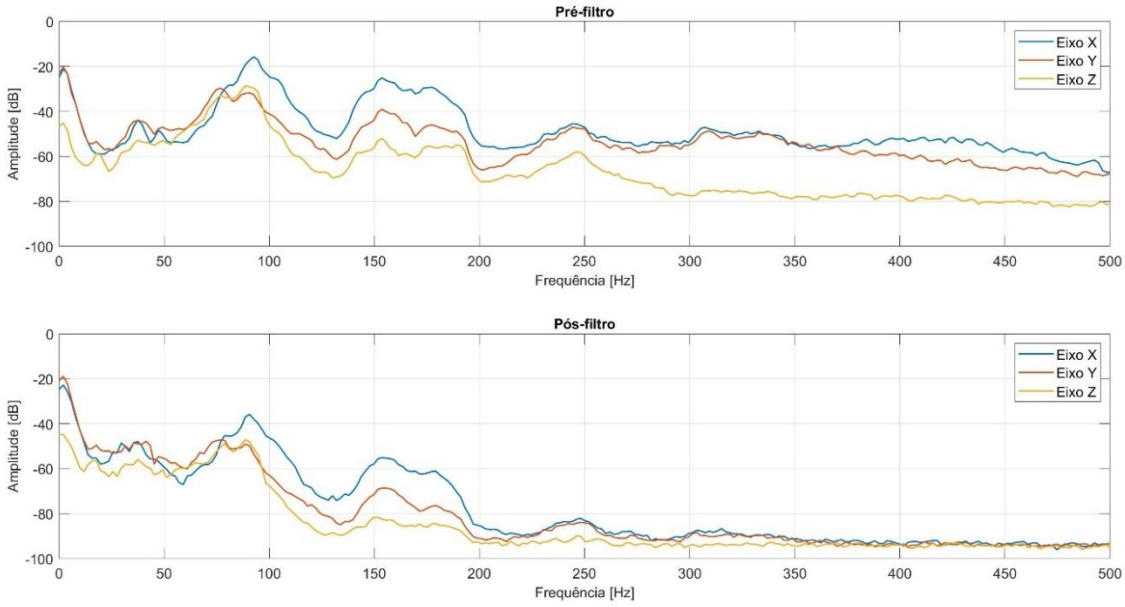
Neste trabalho, a obtenção dos sinais no domínio da frequência descrita pela TFD da Equação 3 foi calculada pela função fft do MATLAB, baseada no algoritmo da Transformada Rápida de Fourier, aplicada a cada lote das 1024 amostras.

Do resultado da FFT, utilizou-se apenas o módulo, normalizado de forma que a amplitude de cada pico corresponda à amplitude da oscilação no sinal, em rad/s. Os resultados obtidos são apresentados pelas Figuras 19 e 20, os quais permitiram identificar os picos de frequência dominantes.

Como não foram observados picos de amplitude significativa acima de 500 Hz, a representação gráfica do espectro foi limitada ao intervalo de 0 a 500 Hz, apesar da

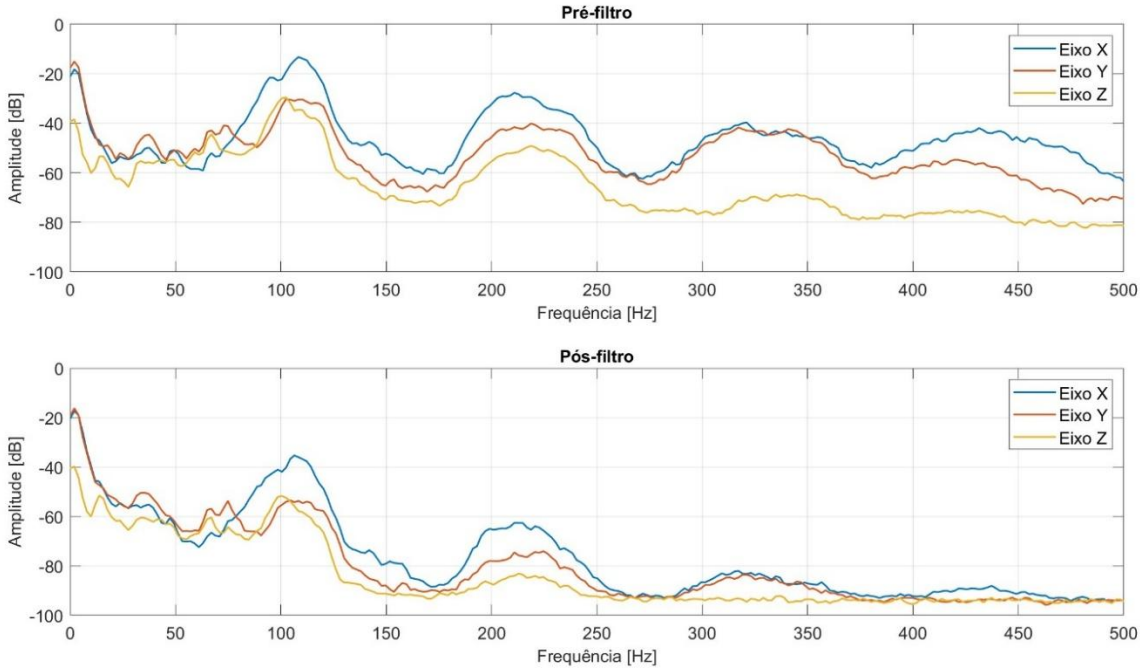
frequência de Nyquist estabelecer um limite superior de 1 kHz para a frequência de amostragem de 2 kHz.

Figura 19 – Espectros obtidos na condição sem carga adicional antes dos ajustes do filtro *notch*.



Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 20 – Espectros obtidos na condição com carga adicional antes dos ajustes do filtro *notch*.



Fonte: Elaborado pela autora.

Com os resultados indicados pela Figura 19, na condição sem carga, identificou-se uma componente dominante em aproximadamente 88 Hz, observada nos três eixos do giroscópio, além de picos relevantes em torno de 175 Hz e 265 Hz, que apresentam uma relação aproximada com os segundo e terceiro harmônicos da frequência fundamental identificada.

Já na condição com carga adicional, representada pela Figura 20, foram identificados os picos espectrais dominantes em, aproximadamente, 110 Hz, 210 Hz e 325 Hz, considerados a frequência fundamental e seus harmônicos, além de uma componente em torno de 70 Hz, que não apresenta relação direta com a frequência fundamental.

Esses dados orientaram a elaboração do Quadro 7, no qual são apresentadas as configurações de filtragem definidas para cada condição de ensaio, considerando as frequências fundamentais, seus respectivos harmônicos e a componente adicional identificada em aproximadamente 70 Hz. A partir dessas frequências, foram selecionados os parâmetros dos filtros *notch* e ajustadas as frequências de corte dos filtros passa-baixa.

Quadro 7 – Configurações dos parâmetros de filtragem (continua).

Comando	**Valor (sem carga)**	**Valor (com carga)**	**Descrição**
FFT_ENABLE	1	1	Habilita o analisador FFT do giroscópio.
FFT_OPTIONS	0	0	Modo de análise da FFT no qual os picos são avaliados antes da aplicação dos filtros.
INS_GYRO_FILTER	60 Hz	50 Hz	Frequência de corte do filtro passa-baixa aplicado aos dados do giroscópio.
INS_HNTCH_ENABLE	1	1	Habilita o primeiro filtro *notch* harmônico.
INS_HNTCH_MODE	4	4	Rastreamento do *notch* harmônico baseado na FFT dinâmica.
INS_HNTCH_FREQ	85 Hz	110 Hz	Frequência base do filtro *notch* harmônico

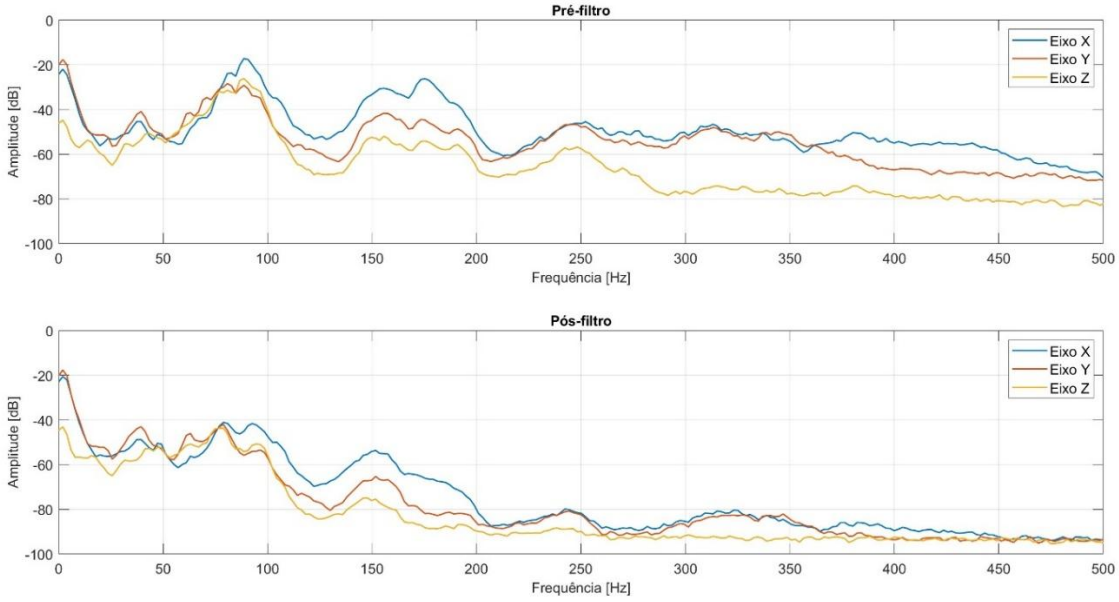
Quadro 7 – Configurações dos parâmetros de filtragem (conclusão).

INS_HNTCH_BW	20 Hz	20 Hz	Largura de banda do filtro *notch* harmônico.
INS_HNTCH_HMNCS	7	7	Aplica o *notch* à frequência fundamental e aos dois primeiros harmônicos.
INS_HNTC2_ENABLE	0	1	Habilita o segundo filtro *notch*.
INS_HNTC2_FREQ	–	68 Hz	Frequência base do segundo *notch* harmônico.
INS_HNTC2_BW	–	10 Hz	Largura de banda do segundo *notch* harmônico.
INS_HNTC2_MODE	–	0	*Notch* harmônico com frequência central fixa.

Fonte: Elaborado pela autora.

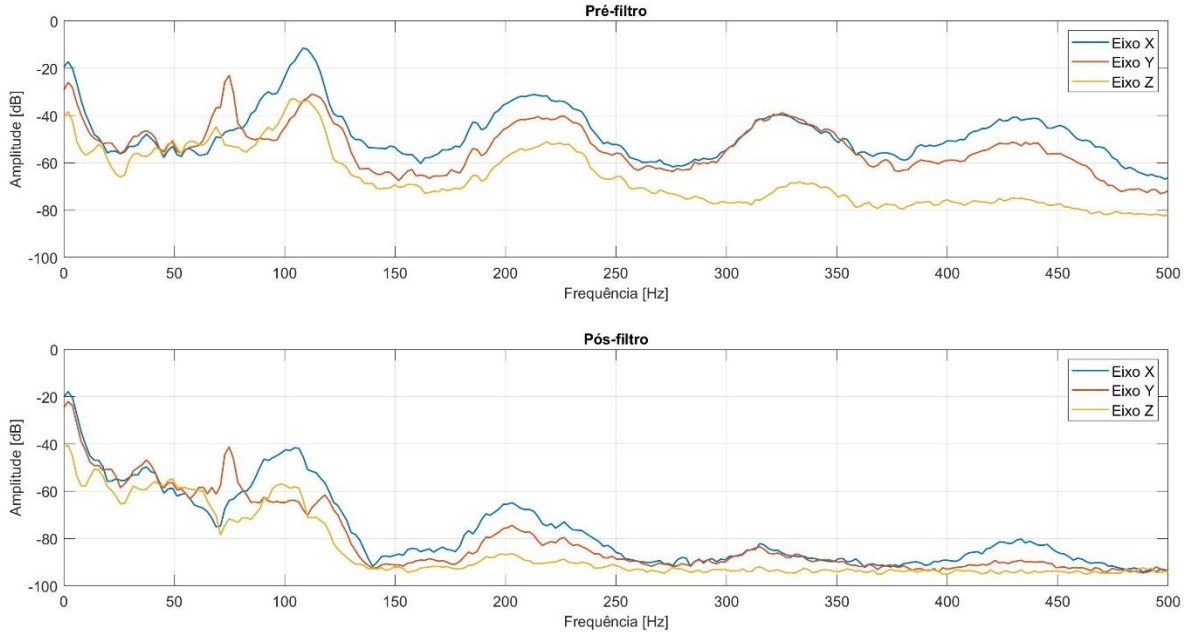
Os espectros obtidos após aplicados os parâmetros descritos pelo Quadro 7 são apresentados pelas Figuras 21 e 22.

Figura 21 – Espectro do sinal obtido no voo sem carga adicional após aplicação do filtro *notch* e reajuste do passa-baixa.



Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 22 – Espectro do sinal obtido no voo com carga adicional após aplicação do filtro *notch* e reajuste do passa-baixa.



Fonte: Elaborado pela autora.

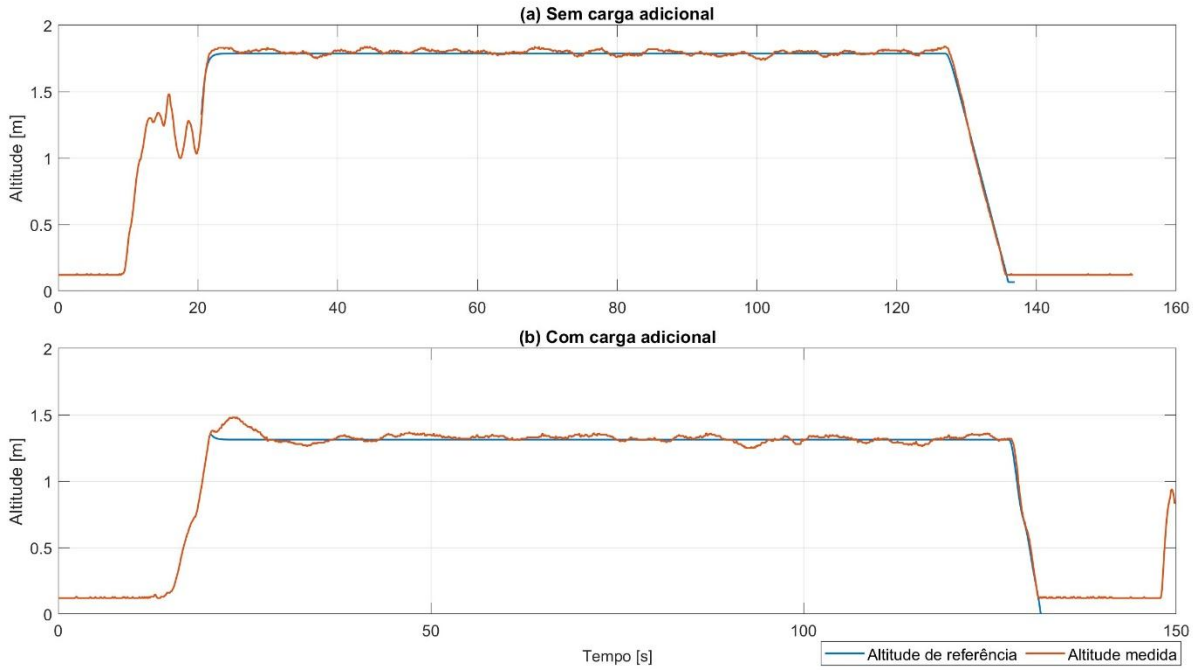
6.4 AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DOS FILTROS PELA RESPOSTA EM ALTITUDE

De forma análoga à Figura 18, a Figura 23 foi elaborada com intuito de realizar uma comparação entre a capacidade de manutenção da altitude após o ajuste dos filtros digitais.

Na condição sem carga adicional, o desvio médio absoluto entre a altitude de referência e a medida foi reduzido de 0,0282 m para 0,0192 m após o ajuste dos filtros, correspondendo a uma redução aproximada de 31,9%.

Já na condição com carga adicional, a influência do ajuste dos filtros tornou-se mais evidente. O desvio médio absoluto foi reduzido de 0,1062 m para 0,0282 m, representando uma redução aproximada de 73,4%.

Figura 23 – Resposta temporal da altitude durante os ensaios.



Fonte: Elaborado pela autora.

O aumento da demanda propulsiva é compatível com o deslocamento da componente espectral dominante de aproximadamente 88 Hz, na condição sem carga, para aproximadamente 110 Hz na condição com carga. Como o aumento do empuxo requerido tende a demandar maior velocidade de rotação do conjunto motor-hélice, os resultados obtidos sugerem que a fonte principal das vibrações identificadas possui origem no sistema propulsivo.

Esse parâmetro foi analisado no Mission Planner por meio dos *logs* de voo. Denominada MOT_THST_HOVER, essa configuração é associada à estimativa interna do piloto automático sobre o *throttle* requerido para realização do voo em *hover*. Esse dado passou de 0,189, na condição sem carga, para 0,364, na condição com carga adicional. Esse aumento indica que a plataforma passou a exigir quase que o dobro de esforço do sistema propulsivo para equilibrar o peso total, o que é coerente com o aumento de massa, que aproximadamente foi duplicada.

A componente próxima de 70 Hz, identificada principalmente no eixo Y do giroscópio e sem relação harmônica direta com a frequência fundamental, apresentou um comportamento distinto. Devido à sua manifestação mais evidente em um único eixo e por ter sido observada na condição com carga adicional, essa componente pode estar associada a efeitos direcionais de acoplamento estrutural ou à forma de

fixação da massa adicionada ao protótipo. Assim, sua atenuação foi realizada separadamente por meio de um filtro *notch* de frequência fixa.

6.5 RESULTADOS OBTIDOS

Embora o acréscimo de massa tenha alterado o comportamento vibratório e aumentado as oscilações da resposta de altitude, o ajuste dos filtros reduziu o desvio entre a altitude de referência e a altitude medida, permitindo uma resposta vertical mais regular.

Outro ponto relevante é que, mesmo na condição com carga adicional, o valor estimado de MOT_THST_HOVER encontra-se dentro da faixa de operação indicada pela documentação do ArduPilot para esse parâmetro, normalmente entre 0,2 e 0,6 (ArduPilot, [s.d.]). Esse dado indica que, apesar da instabilidade do sistema, ilustrada na Figura 18, não houve indício de operação próxima à saturação do comando propulsivo.

Assim, os ensaios realizados nesse Capítulo permitiram constatar que o veículo foi capaz de manter o voo pairado com a massa adicional equivalente à estimativa do subsistema terrestre.

7 DESENVOLVIMENTO DO PROTÓTIPO HÍBRIDO E AQUISIÇÃO DE DADOS

Apresenta-se neste Capítulo o processo de desenvolvimento mecânico do protótipo e os resultados de análise do consumo energético da plataforma híbrida, comparados aos do VANT antes do acoplamento do subsistema de propulsão terrestre. Em ambas as configurações, utilizou-se o mesmo sistema de propulsão aérea.

7.1 DESENVOLVIMENTO DO PROTÓTIPO HÍBRIDO

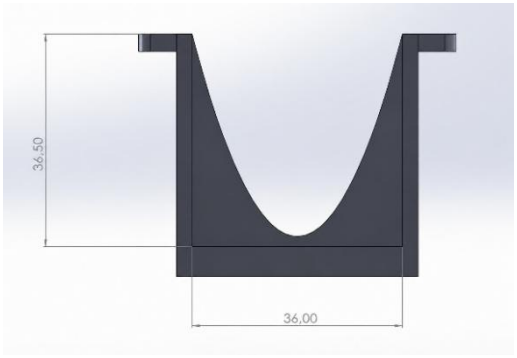
Utilizou-se o *software* de CAD 3D (*Computer-Aided Design* — Desenho Assistido por Computador) SOLIDWORKS para desenvolvimento dos componentes mecânicos cujo propósito é sustentar o subsistema aéreo e compor o chassi para a montagem dos elementos de propulsão terrestre.

Conforme Rao (2008), no momento de rotação em torno de um eixo, a aceleração angular depende do torque resultante e do momento de inércia. Considerando que o aumento da distância vertical entre o multirrotor e uma carga rigidamente acoplada à estrutura eleva o momento de inércia do veículo, com o objetivo de permitir um desempenho melhor dos multirrotores durante o voo, visou-se primeiro diminuir essa medida para não tornar mais lenta a resposta de atitude do veículo.

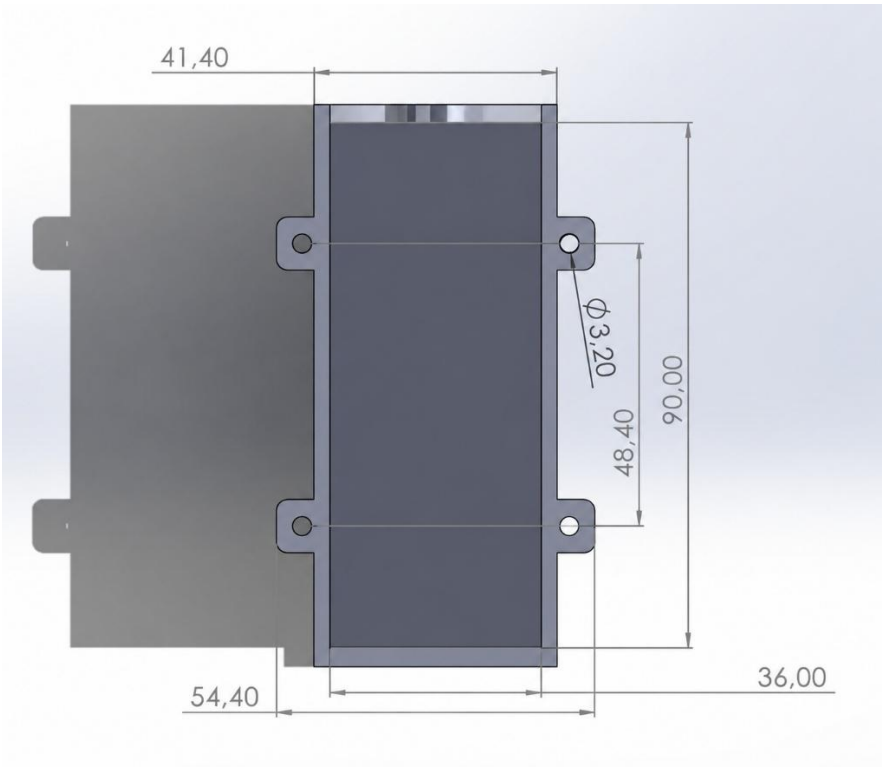
Como representado pela Figura 15 do Capítulo 6, a estrutura desenvolvida pelo fabricante do *frame* para fixação da bateria encontra-se a uma altura de 5,2 centímetros, apresentando um acréscimo desnecessário de distância vertical. Dessa forma, a primeira etapa de desenvolvimento do protótipo final consistiu na elaboração de um novo suporte para fixação da bateria. A estrutura dimensionada para acomodar esse componente é apresentada pela Figura 24 com as cotas apresentadas em milímetros.

As medidas dos furos de passagem dos parafusos de fixação foram adotadas conforme quatro pontos presentes previamente na estrutura do *frame*. Com uma extremidade totalmente aberta e, na extremidade oposta, uma abertura destinada à passagem do cabo de alimentação, foi possível fixar a bateria de forma que esta se posicionasse na região central do veículo e não oferecesse deslocamento pelos eixos.

Figura 24 – Vistas do suporte para acomodação da bateria.



(a) Vista frontal;



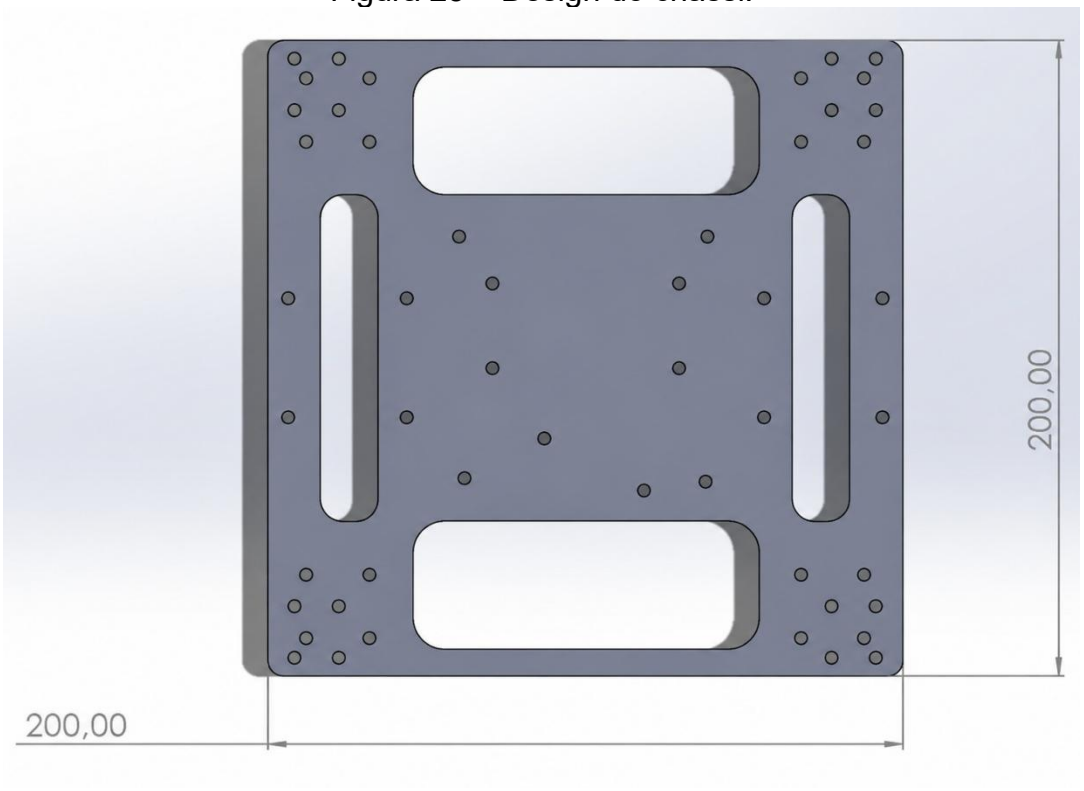
(b) Vista superior.

Fonte: Elaborado pela autora.

Para a acomodação dos componentes eletrônicos referentes ao sistema de propulsão terrestre, priorizou-se sua concentração na região central da estrutura em relação à redução da altura total do conjunto. Assim, a placa de circuito impresso foi fixada acima da estrutura por meio de espaçadores sextavados, enquanto os módulos reguladores de tensão foram instalados na parte inferior.

O desenho resultante do chassi com aberturas alongadas para diminuição da massa total é apresentado na Figura 25, com as cotas apresentadas em milímetros.

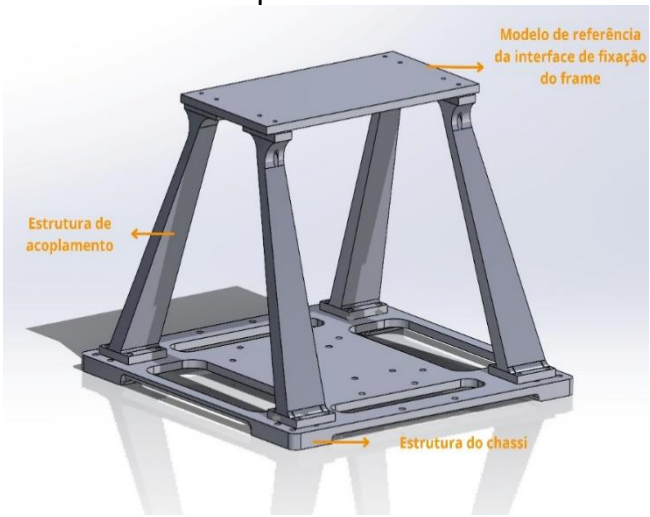
Figura 25 – Design do chassi.



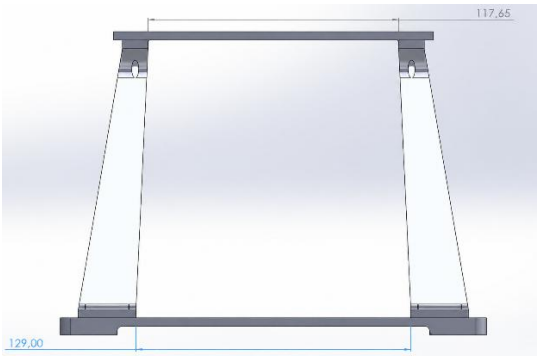
Fonte: Elaborado pela autora.

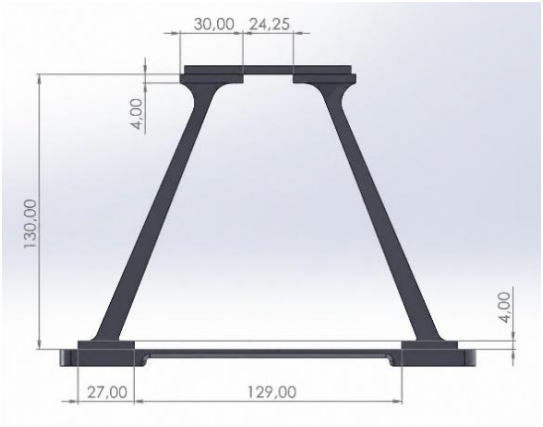
Para desenvolver as estruturas de acoplamento entre os subsistemas aéreo e terrestre, elaborou-se uma montagem virtual no SOLIDWORKS representando o posicionamento de cada extremidade da peça de acordo com furos utilizados para fixação do *frame* e do chassi. Definiu-se uma distância de 13 centímetros entre as bases, sendo dimensionada com base na altura do suporte da bateria, altura dos espaçadores sextavados mais uma folga para permitir manipular os fios e componentes da placa de circuito impresso com facilidade. Com a altura fixada, os perfis foram conectados por meio do recurso Ressalto/base por loft a partir da conexão entre duas bases, uma no *frame* e outra no chassi. Esse procedimento e as quatro estruturas resultantes são apresentados pela Figura 26.

Figura 26 – Estrutura de acoplamento entre os subsistemas.



(a) Ilustração do método de conexão entre as bases;





(b) Vista lateral; (c) Vista frontal.

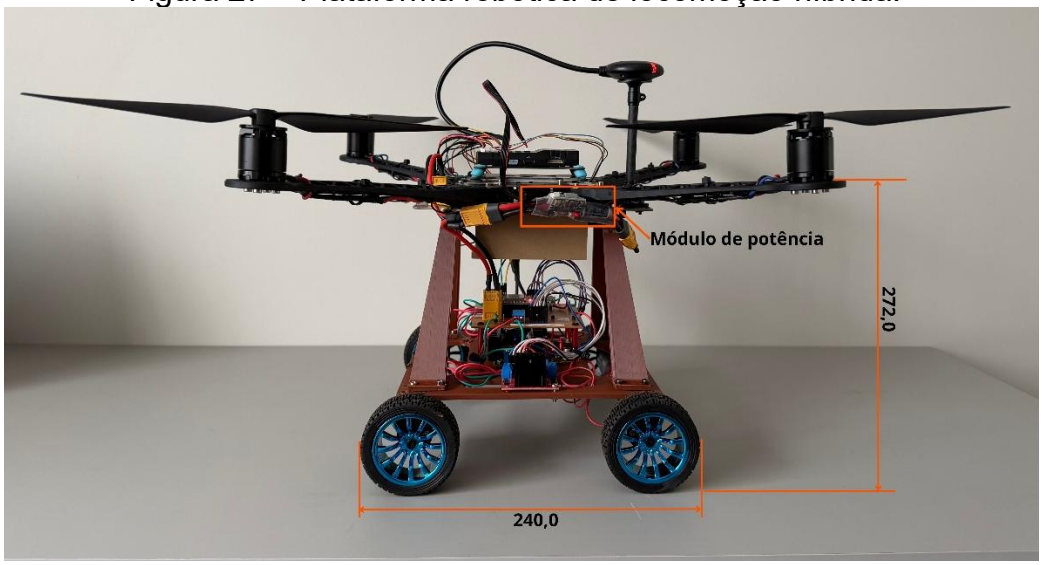
Fonte: Elaborado pela autora.

A Figura 27 apresenta o protótipo final do veículo robótico híbrido aéreo-terrestre com os componentes estruturais impressos utilizando filamento de poliácido lático (PLA).

O conjunto terrestre apresentou uma massa de 0,968 kg, o que corresponde a um aumento de 9,13% em relação à massa de 0,887 kg previamente estimada para a realização dos ensaios apresentados no Capítulo 6, dessa forma, foi necessário ajustar os filtros digitais.

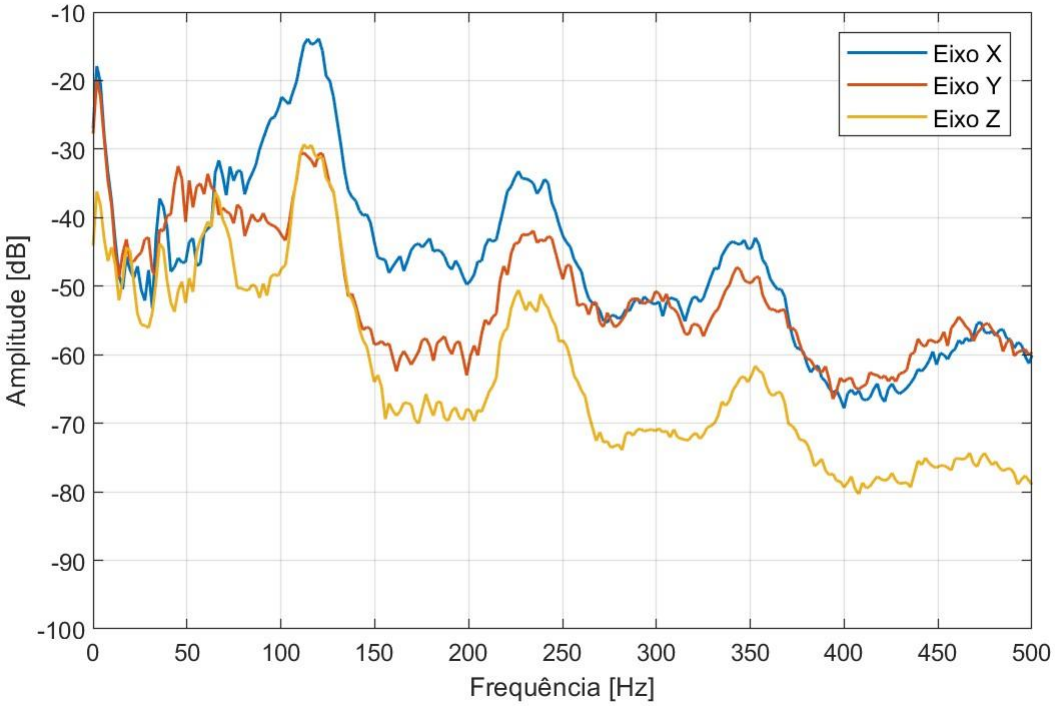
Conforme apresentado pela Figura 28, identificou-se um pico dominante próximo de 120 Hz e picos em aproximadamente 230 e 350 Hz, possivelmente associados aos harmônicos dessa componente.

Figura 27 – Plataforma robótica de locomoção híbrida.



Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 28 – Espectro pré-filtro para identificação dos picos dominantes no protótipo híbrido.



Fonte: Elaborado pela autora.

7.2 AQUISIÇÃO DE DADOS PARA ANÁLISE DO CONSUMO ENERGÉTICO

Com o intuito de comparar o consumo energético da plataforma híbrida desenvolvida com o VANT, foram realizados doze ensaios percorrendo a mesma

trajetória retilínea de 20 metros nas três configurações disponíveis: com o protótipo híbrido completo nos modos terrestre (ensaios 1 a 4) e aéreo (ensaios 5 a 8) e, sem o subsistema terrestre acoplado (ensaios 9 a 12), o modo de locomoção aéreo.

Para isso, extraíram-se dos arquivos de registro da controladora de voo as mensagens referentes ao monitoramento da bateria, obtidas por meio do sensor PM02 V3, com este conectado diretamente à bateria (conforme ilustrado pela Figura 27). Utilizou-se o campo EnrgTot, correspondente à energia acumulada consumida, sendo os dados calculados pela diferença entre os valores final e inicial desse campo.

O consumo médio de energia dos quatro ensaios em cada modo de operação, assim como o tempo médio de duração para percorrer a trajetória definida, são apresentados pela Tabela 1.

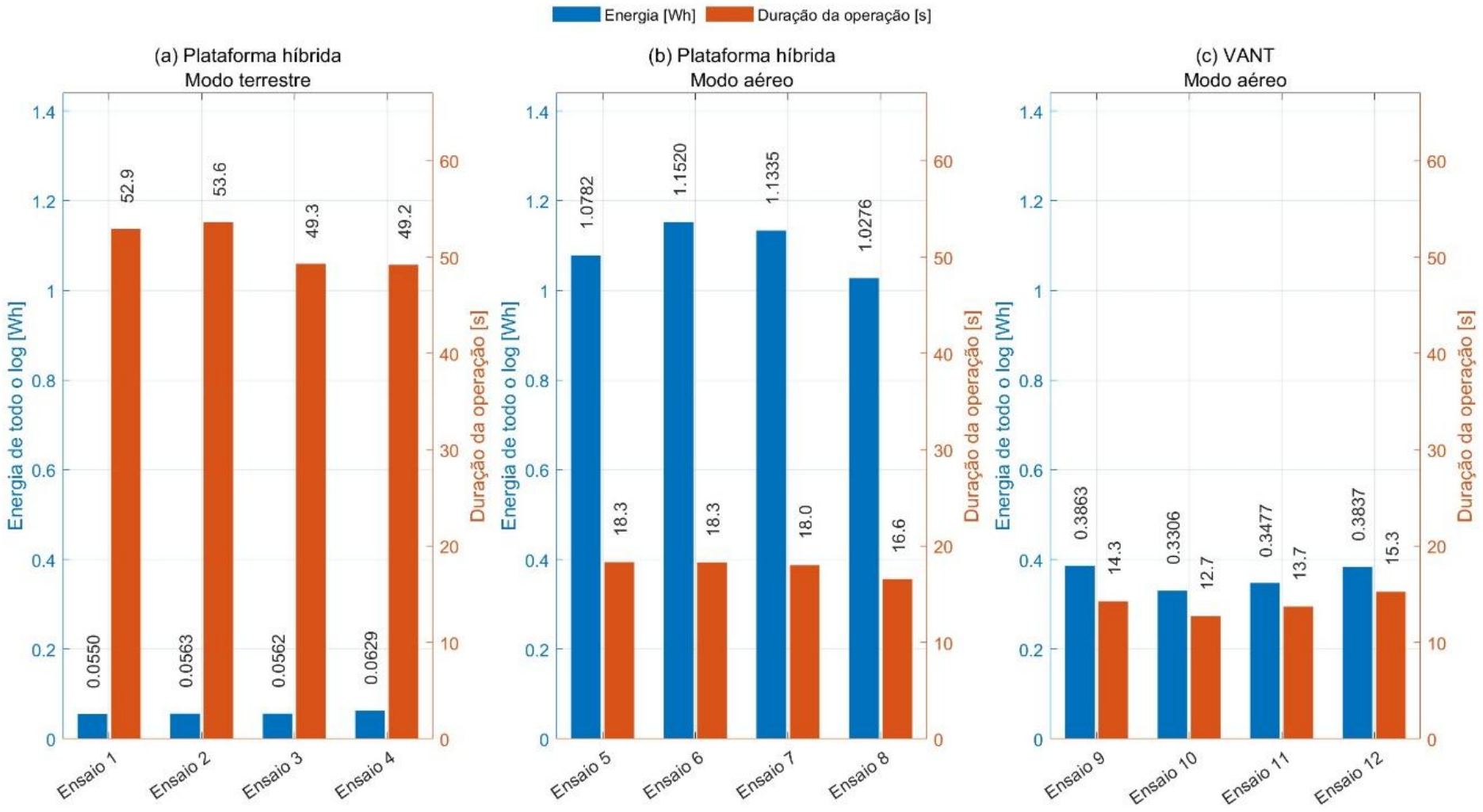
Tabela 1 – Média entre a energia consumida e tempo de operação de cada ensaio.

Modo de operação	Média de energia consumida [Wh]	Tempo médio de operação [s]
Plataforma híbrida: modo terrestre	0,0576	51,25
Plataforma híbrida: modo aéreo	1,0978	17,81
VANT: modo aéreo	0,3621	14,0

Fonte: Elaborado pela autora.

Os dados apresentados pela Tabela 1 indicam que a energia média consumida pelo VANT no modo aéreo foi 6,29 vezes a consumida pela plataforma híbrida no modo terrestre. Contudo, a plataforma híbrida no modo aéreo consumiu, em média, 3,03 vezes a energia consumida pelo VANT no voo. Quanto à duração do tempo médio de operação, o modo terrestre correspondeu a 3,66 vezes o tempo de voo do VANT e 2,88 vezes o tempo de voo da plataforma híbrida. Cada ensaio é apresentado individualmente pela Figura 29.

Figura 29 – Comparação do consumo energético e tempo de operação.



Fonte: Elaborado pela autora.

7.3 ANÁLISE SOBRE OS ENSAIOS

Como o acionamento do modo de propulsão terrestre operara em malha aberta, observaram-se desvios na trajetória do veículo durante a aplicação manual do comando de avanço nos ensaios 1 a 4. Embora não comprometam a demonstração funcional da plataforma, essas ocorrências indicam a necessidade da implementação de algoritmos para correção automática de desvios de orientação.

Os ensaios em voo com protótipo final demonstraram a capacidade da plataforma de realizar a locomoção aérea com o subsistema terrestre acoplado. Durante esses ensaios observa-se que a identificação no espectro pré-filtrado do veículo de um pico dominante próximo de 120 Hz é compatível com a hipótese de que as vibrações captadas pelo giroscópio estejam associadas ao conjunto propulsor aéreo, sendo que o deslocamento dessa componente para frequências superiores acompanhou o aumento da massa e, consequentemente, aumento da demanda propulsora.

Em relação à estrutura mecânica adotada, embora a incorporação de quatro rodas ativas acrescente massa à plataforma e aumente o consumo energético aéreo, conforme apresentado pela Figura 29, essa escolha oferece como vantagem uma maior estabilidade durante o percurso terrestre.

Dados apresentados por Cao et al. (2023) indicam que, ao utilizar uma configuração com rodas passivas impulsionadas pelos rotores, a plataforma apresentou dificuldade em obter imagens estáveis durante missões de exploração. Já o Drivocopter, desenvolvido por Kalantari et al. (2020), plataforma que também apresenta quatro rodas ativas, embora cite a penalização no tempo de voo do veículo, descreve que a utilização das rodas reduz o levantamento de poeira pelos rotores, evitando a degradação da percepção em ambientes empoeirados, o que oferece benefícios às tarefas de exploração e inspeção, além da maior estabilidade operacional.

Observa-se que a configuração híbrida depende da possibilidade de utilizar a locomoção terrestre durante parte significativa do percurso e realizar o voo apenas para a transposição de obstáculos. Também, o apoio de quatro rodas sobre o piso oferece como vantagem a realização de missões que demandem maior precisão e estabilidade durante o percurso. Dessa forma, a tecnologia desenvolvida apresenta

potencial para aplicações de inspeção em ambientes confinados, que exigem estabilidade do veículo em tarefas como aquisição de imagens.

8 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Este Capítulo realiza uma síntese do conteúdo, apresenta as contribuições alcançadas durante o desenvolvimento desta pesquisa e propõe sugestões de extensão da tecnologia proposta.

8.1 AVALIAÇÃO GERAL

Este trabalho apresentou o desenvolvimento da arquitetura de integração e controle de uma plataforma robótica híbrida aéreo-terrestre destinada a aplicações de inspeção. A proposta buscou não apenas desenvolver o protótipo, mas também sistematizar e documentar as etapas de seleção dos componentes, configuração dos dispositivos, integração dos subsistemas e implementação dos algoritmos, de modo a estabelecer um procedimento reprodutível para o desenvolvimento de plataformas semelhantes. Para isso, foram empregados componentes de fácil acesso, *hardware* e *firmware* abertos, com os códigos disponibilizados, diagramas elétricos e parâmetros de configuração utilizados no projeto.

A arquitetura desenvolvida empregou a controladora de voo Pixhawk 6C, com o *firmware* ArduPilot, como unidade responsável pelo controle do subsistema aéreo e pela coordenação dos modos de operação. Já o subsistema terrestre foi estruturado com um microcontrolador ESP32, dois módulos L298N e quatro motores de corrente contínua, dispostos segundo uma configuração de direção diferencial. Utilizou-se a comunicação UART com taxa de transmissão de 57.600 bit/s e protocolo binário próprio para a troca de informações entre ambos os sistemas. Essa abordagem permitiu concentrar a lógica de seleção dos modos na controladora de voo e manter o processamento dos comandos de acionamento terrestre no microcontrolador auxiliar.

A caracterização vibratória orientou o ajuste de filtros digitais, e os ensaios com o protótipo final demonstraram sua capacidade de realizar voos com o subsistema terrestre acoplado. Os vídeos dos ensaios realizados, assim como os códigos-fonte e os arquivos de configuração utilizados, foram disponibilizados no repositório público da autora (Momesso, 2026).

8.2 CONTRIBUIÇÕES ALCANÇADAS

Durante o desenvolvimento deste trabalho, destacam-se as seguintes contribuições:

a) Desenvolvimento e integração dos subsistemas de locomoção aérea e terrestre em uma plataforma robótica funcional;

b) Caracterização experimental do comportamento vibratório do multirrotor sob acréscimo de massa, com identificação das componentes espectrais dominantes, ajuste dos filtros digitais e avaliação da resposta de altitude antes e após os ajustes;

c) Implementação e documentação de uma arquitetura modular de integração entre Pixhawk e ESP32, com disponibilização dos códigos-fonte e parâmetros de configuração;

d) Comparação experimental da energia consumida nas três configurações avaliadas, analisando o potencial de aplicação do protótipo.

8.3 TRABALHOS FUTUROS

A tecnologia de locomoção híbrida aéreo-terrestre constitui uma área de pesquisa atual e em desenvolvimento. Existem inúmeras possibilidades de extensão da plataforma proposta nesta pesquisa, os seguintes trabalhos poderão ser realizados:

a) Implementação de controle de velocidade em malha fechada no subsistema terrestre. Sugere-se a incorporação de *encoders* e ajuste individual dos sinais de PWM, com o objetivo de reduzir diferenças de rotação entre as rodas;

b) Desenvolvimento de um controle de orientação associado às medições inerciais para corrigir desvios durante o deslocamento terrestre, complementando a realimentação dos *encoders*;

c) Incorporação de câmeras ou sensores destinados à inspeção para aplicações específicas, como sensores de gases, para identificação de gases tóxicos ou inflamáveis que podem estar presentes em ambientes confinados;

d) Desenvolvimento de algoritmos de detecção e desvio aéreo autônomo de obstáculos no modo terrestre, utilizando sensores de distância, como ultrassônicos ou LiDAR;

e) Desenvolvimento de uma estratégia de seleção dos modos de locomoção baseada na avaliação dos obstáculos e das condições de percurso, priorizando o deslocamento terrestre e utilizando o voo apenas quando a transposição por solo for inviável.

REFERÊNCIAS

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL (Brasil). **Instrução Suplementar nº 21-002, Revisão A: emissão de Certificado de Autorização de Voo Experimental para veículos aéreos não tripulados.** Brasília, DF: ANAC, 2012. Disponível em: https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/boletim-de-pessoal/2012/40/anexo-ii-is-21-002a. Acesso em: 7 jan. 2026.

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL (Brasil). **Regulamento Brasileiro da Aviação Civil: RBAC nº 01, Emenda nº 12: definições, regras de redação e unidades de medida para uso nos RBAC.** Brasília, DF: ANAC, 2023. Disponível em: https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/boletim-de pessoal/2023/bps-v-18-no-16-17-a-20-04-2023/rbac-01-emd-12/visualizar_ato_normativo. Acesso em: 7 jan. 2026.

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL (Brasil). **Piloto automático**. ANACpedia, [s. d.]. Disponível em: https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por-ing/tr3250.htm. Acesso em: 7 ago. 2026.

ARAHATA, Taichiro. **Deployment of robotics to stabilize the accident at Fukushima Daiichi NPS.** In: INTERNATIONAL WORKSHOP ON THE USE OF ROBOTIC TECHNOLOGIES AT NUCLEAR FACILITIES, 2016, Gaithersburg. Presentation [...]. Gaithersburg: National Institute of Standards and Technology, 2016. Disponível em: https://www.nist.gov/document/session2presentation1arahatadeployment-robotics-stabilize-accident-fukushima-daiichi-nps. Acesso em: 12 fev. 2026.

ARANTES, Jesimar da Silva. **Sistema autônomo para supervisão de missão e segurança de voo em VANTs.** 2019. 292 p. Tese (Doutorado em Ciências – Ciências de Computação e Matemática Computacional) – Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2019. DOI: https://doi.org/10.11606/T.55.2019.tde-10102019-091702.

ARDUPILOT. **ArduPilot Filter Review Tool.** [S. l.], [s. d.]a. Disponível em: https://firmware.ardupilot.org/Tools/WebTools/FilterReview/. Acesso em: 21 jun. 2026.

ARDUPILOT. **Flight modes.** [S. l.], [s. d.]b. Disponível em: https://ardupilot.org/copter/docs/flight-modes.html. Acesso em: 21 jun. 2026.

ARDUPILOT. **Ground control stations.** [S. l.], [s. d.]c. Disponível em: https://ardupilot.org/copter/docs/common-GCS.html. Acesso em: 21 jun. 2026.

ARDUPILOT. **Lua *scripts*.** [S. l.], [s. d.]d. Disponível em: https://ardupilot.org/dev/docs/common-lua-scripts.html. Acesso em: 3 jan. 2026.

ARDUPILOT. **Setting *hover throttle***. [S. l.], [s. d.]e. Disponível em: https://ardupilot.org/copter/docs/ac_throttlemid.html. Acesso em: 21 jun. 2026.

BEARD, Randal W.; MCLAIN, Timothy W. **Small unmanned aircraft: theory and practice**. Princeton: Princeton University Press, 2012.

BEYGIFARD, Mohammadreza. **Automated driving for a UGV for agriculture 4.0.** 2020. 55 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecatrônica) – Politecnico di Torino, Torino, 2020. Disponível em: https://webthesis.biblio.polito.it/15278/. Acesso em: 2 jun. 2026.

BRUZZONE, Luca; NODEHI, Shahab Edin; FANGHELLA, Pietro. **Tracked locomotion systems for ground mobile robots: a review. Machines**, v. 10, n. 8, art. 648, 2022. DOI: https://doi.org/10.3390/machines10080648.

CAO, Muqing; XU, Xinhang; YUAN, Shenghai; CAO, Kun; LIU, Kangcheng; XIE, Lihua. **DoubleBee: a hybrid aerial-ground robot with two active wheels**. In: IEEE/RSJ INTERNATIONAL CONFERENCE ON INTELLIGENT ROBOTS AND SYSTEMS, 2023, Detroit. Proceedings [...]. Piscataway: IEEE, 2023. p. 6962–6969. DOI: https://doi.org/10.1109/IROS55552.2023.10341984.

DINELLI, Chris; RACETTE, John; ESCARCEGA, Mario; LOTERO, Simon; GORDON, Jeffrey; MONTOYA, James; DUNAWAY, Chase; ANDROULAKIS, Vasileios; KHANIANI, Hassan; SHAO, Sihua; ROGHANCHI, Pedram; HASSANALIAN, Mostafa. **Configurations and applications of multi-agent hybrid drone/unmanned ground vehicle for underground environments: a review**. Drones, v. 7, n. 2, art. 136, 2023. DOI: https://doi.org/10.3390/drones7020136.

FAN, David D.; THAKKER, Rohan; BARTLETT, Tara; MILED, Meriem Ben; KIM, Leon; THEODOROU, Evangelos; AGHA-MOHAMMADI, Ali-akbar. Autonomous hybrid ground/aerial mobility in unknown environments. In: IEEE/RSJ INTERNATIONAL CONFERENCE ON INTELLIGENT ROBOTS AND SYSTEMS, 2019, Macau. Proceedings [...]. Piscataway: IEEE, 2019. p. 3070–3077. DOI: https://doi.org/10.1109/IROS40897.2019.8968276.

FLYSKY. FS-iA6B: **specifications.** [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://www.flysky-cn.com/ia6b-canshu. Acesso em: 4 fev. 2026.

FLYSKY RC MODEL TECHNOLOGY CO., LTD. ***FS-i6 digital proportional radio control system: instruction manual*.** [S. l.]: Flysky, 2016. 25 p. Disponível em: https://www.flyskytech.com/products_detail/35.html. Acesso em: 4 fev. 2026.

G-DRONES. **G Drones: central de soluções profissionais.** [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://g-drones.com.br/. Acesso em: 7 ago. 2026.

GPS.GOV. **Other Global Navigation Satellite Systems (GNSS)**. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://www.gps.gov/other-global-navigation-satellite-systems-gnss. Acesso em: 13 jun. 2026.

HILARIO, Javier; PENALOZA, Christian; HERNANDEZ-CARMONA, David; BALBUENA, Jose; QUIROZ, Diego; RAMIREZ, Jorge; CUELLAR, Francisco. **Development of a mobile robot for inspection of analog gauges in industrial plants using computer vision.** In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON CYBERNETICS AND INTELLIGENT SYSTEMS AND IEEE CONFERENCE ON ROBOTICS, AUTOMATION AND MECHATRONICS, 9., 2019, Bangkok. Proceedings [...]. Piscataway: IEEE, 2019. p. 209–214. DOI: https://doi.org/10.1109/CIS-RAM47153.2019.9095800.

HOLYBRO. **M9N GPS.** [S. l.], [s. d.]a. Disponível em: https://holybro.com/products/m9n-gps. Acesso em: 4 fev. 2026.

HOLYBRO. **Pixhawk 4**. [S. l.], [s. d.]b. Disponível em: https://holybro.com/products/pixhawk-4. Acesso em: 3 jan. 2026.

HOLYBRO. **Pixhawk 6C.** [S. l.], [s. d.]c. Disponível em: https://docs.holybro.com/autopilot/pixhawk-6c/overview. Acesso em: 3 jan. 2026.

HOLYBRO. **Pixhawk 6X.** [S. l.], [s. d.]d. Disponível em: https://docs.holybro.com/autopilot/pixhawk-6x/overview. Acesso em: 3 jan. 2026.

HOLYBRO. **PM02 V3 power module (12S)**. [S. l.], [s. d.]e. Disponível em: https://holybro.com/products/pm02-v3-12s-power-module. Acesso em: 4 fev. 2026.

HOLYBRO. **S500 V2 kits.** [S. l.], [s. d.]f. Disponível em: https://holybro.com/products/s500-v2-kit. Acesso em: 15 out. 2025.

HOLYBRO. **ST VL53L1X Lidar.** [S. l.], [s. d.]g. Disponível em: https://holybro.com/products/st-vl53l1x-lidar. Acesso em: 4 fev. 2026.

KALANTARI, Arash; TOUMA, Thomas; KIM, Leon; JITOSHO, Rianna; STRICKLAND, Kyle; LOPEZ, Brett T.; AGHA-MOHAMMADI, Ali-akbar. **Drivocopter: a concept hybrid aerial/ground vehicle for long-endurance mobility.** In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2020, Big Sky. Proceedings [...]. Piscataway: IEEE, 2020. p. 1–10. DOI: https://doi.org/10.1109/AERO47225.2020.9172782.

KORCHENKO, A. G.; ILLYASH, O. S. **The generalized classification of unmanned air vehicles**. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ACTUAL PROBLEMS OF UNMANNED AIR VEHICLES DEVELOPMENTS (APUAVD), 2., 2013, Kyiv. Proceedings [...]. Piscataway: IEEE, 2013. p. 28–34. DOI: https://doi.org/10.1109/APUAVD.2013.6705275.

LATSCHA, Stella; KOFRON, Michael; STROFFOLINO, Anthony; DAVIS, Lauren; MERRITT, Gabrielle; PICCOLI, Matthew; YIM, Mark. **Design of a hybrid exploration robot for air and land deployment (H.E.R.A.L.D.) for urban search and rescue applications.** In: IEEE/RSJ INTERNATIONAL CONFERENCE ON INTELLIGENT ROBOTS AND SYSTEMS, 2014, Chicago. Proceedings [...]. Piscataway: IEEE, 2014. p. 1868–1873. DOI: https://doi.org/10.1109/IROS.2014.6942808.

LIENKOV, S.; MYASISCHEV, A.; OVCHARUK, V.; LENKOV, E.; LYTVYNENKO, N. **Development of multifunctional rotary UAV based on Pixhawk family flight controllers.** Advances in Military Technology, v. 18, n. 1, p. 21–34, 2023. DOI: https://doi.org/10.3849/aimt.01752.

LIN, Junxiao; ZHANG, Ruibin; PAN, Neng; XU, Chao; GAO, Fei. **Skater: a novel bi-modal bi-copter robot for adaptive locomotion in air and diverse terrain.** IEEE Robotics and Automation Letters, v. 9, n. 7, p. 6392–6399, 2024. DOI: https://doi.org/10.1109/LRA.2024.3405391.

MANERO ÁLVAREZ, Joan. **Design and development of a UGV (Unmanned Ground Vehicle) for rescue applications**. 2024. 67 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia em Tecnologias Industriais) – Universitat Politècnica de Catalunya, Terrassa, 2024. Disponível em: https://upcommons.upc.edu/entities/publication/612ca84a-ab01-4b8d-9fc4-b1f38d80b750. Acesso em: 2 jun. 2026.

MEIRI, Nir; ZARROUK, David. **Flying STAR: a hybrid crawling and flying sprawl tuned robot.** In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON ROBOTICS AND AUTOMATION (ICRA), 2019, Montreal. Proceedings [...] Piscataway: IEEE, 2019. p. 5302–5308. DOI: https://doi.org/10.1109/ICRA.2019.8794260.

MOMESSO, Camila. **UAG-UGV-Hybrid**. GitHub, [2026]. Disponível em: https://github.com/CMomesso/UAG-UGV-Hybrid. Acesso em: 15 ago. 2026.

MUNDOGEO. **Marinha do Brasil incorpora drone Nauru 500C em missões de busca e salvamento.** 12 nov. 2024. Disponível em: https://mundogeo.com/2024/11/12/marinha-do-brasil-incorpora-drone-nauru-500c-em-missoes-de-busca-e-salvamento/. Acesso em: 7 ago. 2026.

MURTAZA, Zain; MEHMOOD, Noaman; JAMIL, Mohsin; AYAZ, Yasar. **Design and implementation of low cost remote-operated unmanned ground vehicle** (UGV). In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON ROBOTICS AND EMERGING ALLIED TECHNOLOGIES IN ENGINEERING, 2014, Islamabad. 2014 International Conference on Robotics and Emerging Allied Technologies in Engineering: proceedings. Piscataway: IEEE, 2014. p. 37–41. DOI: https://doi.org/10.1109/ICREATE.2014.6828335.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Perseverance rover components.** [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://science.nasa.gov/mission/mars-2020-perseverance/rover-components/. Acesso em: 2 jun. 2026.

OPPENHEIM, Alan V.; SCHAFER, Ronald W. **Processamento em tempo discreto de sinais.** 3. ed. São Paulo: Pearson Education do Brasil, 2012.

PETROBRAS. **Revap realiza testes com o "robô Anymal", novo aliado da Petrobras para inspeções em áreas industriais.** [S. l.], 15 dez. 2022. Disponível em: https://agencia.petrobras.com.br/w/inovacao/revap-realiza-testes-com-o-robo-anymal-novo-aliado-da-petrobras-para-inspecoes-em-areas-industriais. Acesso em: 2 jun. 2026.

QQ ONLINE TRADING. **DC-DC step down LM2596 adjustable voltage regulator module.** [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://qqtrading.com.my/dc-dc-step-down-adjustable-voltage-3a-lm2596-buck-converter. Acesso em: 4 maio 2026.

RANDALL, Robert Bond. **Vibration-based condition monitoring: industrial, aerospace and automotive applications.** Chichester: John Wiley & Sons, 2011.

RAO, Singiresu S. **Vibrações mecânicas.** 4. ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2008.

REDAÇÃO DEFESA EM FOCO. **XMobots leva para a Mostra BID Brasil primeiro drone eVTOL do Brasil autorizado pela ANAC**. Defesa em Foco, 6 dez. 2022. Disponível em: https://www.defesaemfoco.com.br/xmobots-leva-para-a-mostra-bid-brasil-primeiro-drone-evtol-do-brasil-autorizado-pela-anac/. Acesso em: 7 ago. 2026.

ROBOT PLATFORM. **Wheel control theory**. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://www.robotplatform.com/knowledge/Classification_of_Robots/wheel_control_theory.html. Acesso em: 20 mar. 2026.

ROBOTSHOP. **Cube Orange+ standard set**. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://www.robotshop.com/products/cube-orange-standard-set. Acesso em: 3 jan. 2026.

RYALAT, Mutaz; AL-REFAI, Ghaith; ALMTIREEN, Natheer; ELMOAQET, Hisham. **Design of a ROS2-based hybrid aerial-ground robot for autonomous inspection applications.** IEEE Access, v. 13, p. 109274–109293, 2025. DOI: https://doi.org/10.1109/ACCESS.2025.3582653.

SABET, Sahand; AGHA-MOHAMMADI, Ali-akbar; TAGLIABUE, Andrea; ELLIOTT, D. Sawyer; NIKRAVESH, Parviz E. **Rollocopter: an energy-aware hybrid aerial-ground mobility for extreme terrains.** In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2019, Big Sky. Proceedings [...]. Piscataway: IEEE, 2019. p. 1–8. DOI: https://doi.org/10.1109/AERO.2019.8741685.

SIHITE, Eric; KALANTARI, Arash; NEMOVI, Reza; RAMEZANI, Alireza; GHARIB, Morteza. **Multi-modal mobility Morphobot (M4) with appendage repurposing for locomotion plasticity enhancement.** Nature Communications, v. 14, art. 3323, 2023. DOI: https://doi.org/10.1038/s41467-023-39018-y.

SINONING. **DC-DC 9A 300W CC/CV XL4016 step-down power supply module.** [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://www.sinoning.com/product/dc-to-dc-dc-dc-9a-300w-cc-cv-xl4016-moule-constant-current-constant-voltage-5-40v-to-1-2-35v-power-supply-module-led-driver/. Acesso em: 4 maio 2026.

STMICROELECTRONICS. **L298: dual full-bridge driver.** Rev. 5. Geneva: STMicroelectronics, 2023. Disponível em: https://www.st.com/resource/en/datasheet/l298.pdf. Acesso em: 10 mai. 2026.

TELEDYNE FLIR DEFENSE. **PackBot 510.** [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://defense.flir.com/defense-products/packbot-510/. Acesso em: 7 fev. 2026.

UNMANNED SYSTEMS TECHNOLOGY. **Hybrid UAV-UGV project completed.** 15 fev. 2022. Disponível em: https://www.unmannedsystemstechnology.com/2022/02/hybrid-uav-ugv-project-completed/. Acesso em: 7 fev. 2026.

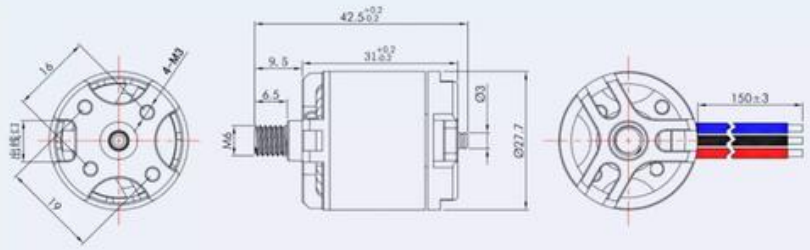
VAN BLYENBURGH, Peter. **UAVs: an overview. Air & Space Europe**, v. 1, n. 5/6, p. 43–47, 1999.

WILLMON, William Garrett. **Design, manufacture, and test of a hybrid aerial-ground robotic platform.** 2021. 93 f. Thesis (Master of Science in Electrical Engineering) – Daniel Felix Ritchie School of Engineering and Computer Science, University of Denver, Denver, 2021. Disponível em: https://digitalcommons.du.edu/etd/2015/. Acesso em: 7 ago. 2026.

XMOBOTS. **Tecnologias brasileiras melhoram o resultado da pulverização com drones: veja como.** 4 jun. 2024. Disponível em: https://xmobots.com.br/tecnologias-brasileiras-melhoram-o-resultado-da-pulverizacao-com-drones-veja-como/. Acesso em: 7 ago. 2026.

ANEXO A – FICHA TÉCNICA DO CONJUNTO PROPULSIVO AIR2216II KV920

AIR2216II-Product Drawing



AIR2216II-Specifications

KV	920	Rated Voltage(Lipo)	4S(单节4.2V) / 16V
Idle Current(10V)	0.8A	Internal Resistance	115±10mΩ
Peak Current(180s)	17A	Weight (Incl. Cable)	64±2g
Max. Power(180s)	272W	Package Weight	/

BLHeli S 20A-Specifications

Size(L x W x H)	26x14x5mm	Rated Voltage(Lipo)	3-4s
Con.Current	20A	BEC	/
Peak Current(10s)	30A	Weight (Incl. Cable)	21g
Banana Plug	2.0mm	Throttle Signal Frequency	50Hz-600Hz

T1045II-Specifications

Plastic Propeller	10" *4.5 (260mmx30mm)	working Temp	-10℃ ~40℃
Weight (Single Propeller)	12.5g	Storage Temp	10℃ ~35℃
Material	Nylon+Glass fiber	Storage Humidity	65±20%RH
Surface Treatment	Matte Technology	Optimum RPM	6000-7000RPM/min
Propeller Type	Polymer Propeller	Thrust Limitation	1.2kg

AIR2216II-Test Report

Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Thrust (g)	Torque (N*m)	Current (A)	RPM	Power (W)	Efficiency (g/W)	Operating Temperature (℃)
AIR2216II-KV920	T1045II	30%	16	210	0.03	1.44	4042	23	9.12	80℃
		35%	16	259	0.04	1.87	4469	30	8.67	
		40%	16	309	0.05	2.29	4855	37	8.45	
		45%	16	373	0.05	2.86	5301	46	8.15	
		50%	16	447	0.06	3.60	5780	58	7.76	
		55%	16	536	0.08	4.53	6298	72	7.39	
		60%	16	628	0.09	5.61	6800	90	7.01	
		65%	16	729	0.10	6.78	7281	108	6.73	
		70%	16	814	0.11	7.92	7679	126	6.44	
		75%	16	906	0.12	9.20	8096	147	6.18	
		80%	16	993	0.14	10.59	8468	169	5.88	
		85%	16	1087	0.15	12.11	8867	193	5.65	
		90%	16	1191	0.16	13.81	9257	219	5.43	
		95%	16	1289	0.18	15.68	9675	249	5.18	
		100%	16	1332	0.18	16.37	9857	260	5.13	

Note: Motor temperature is motor surface temperature @100% throttle running 10mins.
(Date above based on benchtest are for reference only, comparion with that of other motor types is not recommended.)

Fonte: Holybro ([s.d.]).